

040/07
الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOQRATIQUE ET POPULAIRE

Ministère de l'Enseignement Supérieur
Et de la Recherche Scientifique
Université de SAAD DAHLAB de BLIDA
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département Aéronautique



وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
جامعة سعد دحلب البلدية
كلية علوم الهندسة
دائرة علم الطيران

*Mémoire de fin d'étude pour l'obtention du diplôme
(D.E.U.A.) en Aéronautique*

Option : Propulsion

Thème :

ETUDE D'EQUILIBRE & STABILITE
D'HELICOPTERE

Encadrer par :

Mr: KIRAD Abdelkader

Présenté par :

*Benlacheheb Ahmed Lamine
Doumi Noureddine*

Promotion : 2007

Remerciements

*Ils vont, tout d'abord, à Allah qui a insufflé en nous
La vies et nous a comblées de ses bienfaits.*

*Ils vont, en second lieu, à for prophète Mohamed –
que le salut d'Allah soit sur lui- qui nous a inculquées
l'amour de la science et de la vertu.*

*Ils vont aussi à chers parents qui furent un exemple
d'abrévation et de sacrifie pour que ce travail puisse voir le
jour.*

*Ils vont à notre promoteur **Mr Kirad Abdelkader**, qui a
constamment soutenues.*

*que chacun d'eux veuille trouver ici le témoignage sincère
de notre profonde reconnaissance.*

*Ils vont à tout les professeur que nous avons connus
durant notre cursus universitaire .*

Ils vont à tout les personnes d'aéronautique

*Ils vont enfin à ceux et toutes celles qui, de près ou de
loin.*

Dédicace

Enfin il est arrivé pour moi le moment pour prouver mon amour à ce que j'ai de plus précieux au monde.

Ma mère qui ma toujours soutenue et guidée tout le long de ma vie.

Puis je dédie ce modeste travail à : Mon père.

*Mes chers frères Salim, Mohamed, Ma seule sœur
à tout la famille Benlacheheb ;*

Mon binôme et tout sa famille

Mes chers amis et Tout la promotion 2007 Aéronautique

Ahmed Lamine

Dédicace

Je dédie ce travail de fin d'étude avant tout à ma mère et mon père qui ma aider pendant tout ma vie

Puis je dédie à mon chère frère Abederazek à mes chères sœurs à tous les familles doumi

je dédie à mes chères amis : Salem , Samir yakoubi , Youcef makessen , les frères Abdelkader et lahessen benhamou , Houcine braheme ,Hakime , kadi ;

à ma promos d'étude : hassen belala , tayebe bounadri , mon binôme Ahmed lamine , Adel belarbi mohamed , koikaex à tous les étudiant de l'IAB

NOUREDDINE

ملخص

يهدف هذا العمل إلى دراسة سلوكيات الحوامة وهي حركة متوازنة بعد تأثير خارجي عليها (مثل الرياح) يزيحها عن موضع توازنها, وإمكانية وكيفية العودة إلى وضعها الأصلي (الابتدائي), ومعرفة التقنيات المستعملة لجعل الحوامة مستقرة في طيرانها.

Résumé

Le but de ce travail et de l'étude des comportements de l'hélicoptère tant que est en mouvement équilibrée, après une influence extérieur sur lui (exp : rafale de vent) qui modifie leur position d'équilibre, et la possibilité et le mode de retour à la position initial. Et quel sont les techniques qui sont utilisée pour maintenir l'hélicoptère stable en vol.

The abstract

The aim of work and the study of the behaviours of the helicopter which is in equilibrium movement, after an exterior effect on it like (exp: the wind), the later modifies its position of equilibrium as will as the possibility and the way to return to the initial position and what are the use full techniques to make the helicopter stable in flight.

SOMMAIRE

Introduction

Chapitre I : GENERALITES ET NOTION DE BASE

Généralités sur l'hélicoptère.....	2
I – Description d'un hélicoptère.....	2
II - Le rotor principal.....	3
Différents types de rotors.....	3
a) Rotor articulé.....	3
b) Rotor rigide.....	3
GENERALITE SUR LES PALES.....	4
I - Technologie d'une pale.....	4
II - Influence de la répartition massique en corde.....	4
III - Conception Technologique D'une Pale.....	5
IV - Types Des Pales.....	6
IV – 1 Selon la matière constituante.....	6
IV – 1 – 1 Pales métalliques.....	6
IV – 1 – 2 Pales en matériaux composites.....	6
IV – 1 – 3 Pales en bois.....	7
IV – 1 – 4 Pales en plastique armé.....	7
IV – 2 Selon la forme.....	8
V - Contrôle Et Réglage Des Pales.....	10
V – 1 Contrôle des pales.....	10
V – 2 Réglages (statique et dynamique) des pales.....	10
V – 2 – 1 Réglages statiques.....	10
V – 2 – 2 Réglage dynamique.....	11
VI - Théorème de l'élément de pale.....	13
VI – 1 Point remarquable d'une pale.....	13
VI – 2 Portance et traînée de pale.....	13
VI – 2 – 1 de l'élément de la pale complète.....	13
VI – 2 – 2 portance et traînée générale de la pale.....	14
VI – 2 – 3 Variation de la vitesse relative V_R le long de la pale.....	15
VI – 2 – 4 Influence de la variation de V_R	15

VI – 2 – 5 Position comparée du centre de poussée (CP) d'une pale vrillée et d'une pale non vrillée.....	17
VII - Le centre de poussée de la pale.....	17
VII –1 Les profils non symétriques et le déplacement du centre de poussée.....	18
VII – 2 Conséquence du déplacement du centre de poussée.....	18
VIII - Le contrôle de la portance F_n de la pale.....	19
IX - Forces agissant sur une pale en rotation.....	19
Ordre De Grandeur Des Forces.....	20

Chapitre II : AERODYNAMIQUE DU ROTOR

Fonctionnement aérodynamique du rotor.....	21
I - Dans le cas Générale.....	21
II - Vol stationnaire.....	23
III - Vol vertical.....	25
III – 1 Généralités.....	25
III – 2 Vol vertical ascendant.....	26
III – 3 Vol vertical descendant.....	29
III – 3 – 1 Descente rapide.....	29
III – 3 – 2 Descente modérée.....	30
III – 3 – 2 Descente lente.....	30
III – 3 – 4 Régime transitoire Etat de VORTEX.....	31
IV - L'effet de sol et ses conséquences bénéfiques.....	31
L'autorotation.....	32
I – Généralité.....	32
II - Force autorotatives et force anti-autorotatives.....	32
III - Descente en autorotation a partir du vol stationnaire.....	33
III – 1 Variation de l'incidence le long d'une pale (en régime d'autorotation).....	33
III – 2 Variation de la vitesse verticale V_1	33
III – 3 Variation de la vitesse tangentielle.....	34
III – 4 Variation de V_R (ou variation de l'incidence i).....	34
III – 5 Influence combinée des variations de U et de V_1	34
III – 6 Les zones autorotatives et anti-autorotatives du rotor.....	35
a°) Zone autorotative (ou zone entraîante).....	35
b°) Zone anti-autorotative: (ou zone entraînée).....	35

III – 7 Régime d'équilibre du rotor.....	36
III – 8 Influence du pas collectif θ sur ωE	36
III – 9 Influence du vrillage des pales sur ωE	36
IV - L'autorotation à partir du vol de translation.....	36
Effet de v sur VR , i et la zone autorotative.....	37
V - L'atterrissage en autorotation.....	38
VI- La limitation de vitesse du rotor.....	38
VI – 1 La zone de flux inversé.....	38
VI – 2 Autres zones de limitations.....	39

Chapitre III : MECANIQUE DU ROTOR ET COMMANDE DE VOL


Mécanique du rotor (Généralité).....	41
Analyse des mouvements des pales.....	42
I - L'articulation de battements.....	42
II - Equilibre de la pale.....	43
III - Le rotor.....	43
III – 1 Le Cone Rotor.....	44
III – 2 La portance Générale du rotor (FN).....	44
III – 3 Direction de la portance du rotor.....	45
III – 4 Point d'application de la portance du rotor.....	45
III – 5 Variation de FN en intensité.....	45
a°)Influence de l'angle d'incidence.....	46
b°)Influence de la vitesse relative de l'air (VR) et de la masse volumique de l'air (ρ).....	46
III – 6 Variation de FN en direction.....	47
III – 7 L'inclinaison du plan rotor et l'analyse sommaire des effets de FN.....	48
III – 8 La Dissymétrie latérale de portance.....	49
III – 8 – 1 En vol stationnaire $VR = \text{constante}$	49
III – 8 – 2 En vol de translation.....	50
a°)Variation de la vitesse relative VR de la pale sur un rotor en translation.....	51
b°)Variation De vitesse relative variation cyclique de la portance des pales.....	51
IV - L'effet gyroscopique.....	54
IV – 1 Trajectoire des pales soumises à la variation de portance.....	56
IV – 2 Analyse du battement des pales.....	56
a°) Influence du battement des pales.....	57
b°) Variation de l'incidence en fonction du battement.....	57
V - Articulation de traînée.....	58
Etude de battement verticale et traînée.....	60
I - Etude du battement vertical.....	60
I – 1 Pale considérée comme évoluant dans la vide.....	60
I – 2 Influence des forces aérodynamiques.....	62
I – 3 Propriétés des rotors rigides en battement.....	65

II - Etude du battement de traînée.....	67
Propriétés Du Rotor En Traînée.....	70
Le Rotor Arrière.....	71
I - Le couple De Réaction Du Rotor Principal.....	71
II –Mécanisme Du Rotor Arrière.....	71
III – Variation De La Poussée Ty Du Rotor Arrière.....	74
IV - Calcul du « rappel a plat ».....	74
Les Commandes de Vol.....	78
I - Définition des différents plans de manœuvre.....	78
II - Principe d'action des commandes de vol.....	79
II – 1 Action des commandes du rotor principal.....	79
II – 2 Action de la commande du rotor arrière.....	80
III - Commandes du Rotor Principal.....	80
III – 1 Description Générale.....	80
III – 2 Fonctionnement des commandes du rotor principal.....	82
a°) Action du manche cyclique en latéral.....	82
b°) Action du manche cyclique en longitudinal.....	82
c°) Action du levier de pas collectif.....	82

Chapitre IV : EQUILIBRE STABILISE DE L'HELICOPTRE EN VOL

Généralité (stabilité statique & stabilité dynamique).....	84
1- Stabilité statique – Stabilité dynamique.....	84
2- Le flutter.....	85
3- Condition d'équilibre.....	85
4- Condition de stabilité.....	85
1°) Particularité des empennages.....	86
2°) Amortissement du au rotor	86
I . Equilibre de l'hélicoptère en vol stabilisé.....	88
• Etude particulière du centrage.....	88
I – 1 Equilibre Longitudinal	91
I – 2 Equilibre De Lacet.....	92
a) En vol stationnaire.....	92
b) En vol de translation.....	92
I – 3 Equilibre latéral.....	92
I – 3 – 1 Equilibrage du mouvement en dérive.....	92
I – 3 – 2 Variation du couple de réaction du rotor principal et comment faire varier les deux grandeurs Ty et Fy équilibrent ce couple.....	93
I – 3 – 3 Compensation automatique de la dérive.....	94
Stabilité statique.....	96
I - Stabilité statique longitudinal.....	96
a °) Stabilité de vitesse rotor.....	96
b °) Instabilité d'assiette du rotor.....	96
II - Stabilité statique roulis – lacet.....	97
a°) Stabilité statique de route.....	97

b°) Effet dièdre	99
Stabilité dynamique.....	100
I - Stabilité dynamique en vol stationnaire.....	100
II - Stabilité dynamique longitudinale en vol de translation.....	101
III - Stabilité dynamique roulis – lacet en vol de translation.....	103
IV – Fonctionnement de transfert de l’hélicoptère centre de maniabilité.....	104
V – Stabilité augmentation systèmes.....	108
 Conclusion	



Introduction

Introduction Générale :

Les caractéristiques de stabilité est étroitement liées au comportement du rotor principale, le quel assure non seulement la sustentation et la propulsion de l'appareil, mais aussi la plus grande partie du contrôle en assiette, en roulis et en tangage.

Les relations de coordinations qui existent entre la stabilité, la maniabilité, et la manoeuvrabilité tout ces domaines sont liés avec eux, dans le grand domaine c'est la qualité de vol de l'hélicoptère peut intervenir plusieurs côtés : aérodynamique du rotor, aéroélasticité des pales, l'aérodynamique instationnaire des profils.

Aussi que les méthodes de calcul, donc faire presque une synthèse des connaissances, c'est pour cela on a fait une étude de la théorie Générale de l'hélicoptère avant d'aborder la stabilité dans les trois premiers chapitres (Généralité et notion de base, aérodynamique du rotor, mécanique du rotor), on note que la stabilité est une partie un peu délicate à examiner, nous donne dans ce étude presque qu'une initiation à la stabilité.

Chapitre I

Généralité et notion de base

GENERALITES SUR L'HELICOPTERE

La Famille des Giravions :

Un giravion est un aéronef entraîné par un ou plusieurs moteurs et dont la sustentation en vol est obtenu par la réaction de l'air sur un ou plusieurs rotors.

Dans la famille des giravions, nous trouvons plusieurs catégories :

- **L'hélicoptère** : Le rotor assure la sustentation et la propulsion à la fois. La puissance du rotor fournie permet de créer une portance perpendiculaire au disque rotor.

L'inclinaison du rotor implique : composante de propulsion parallèle à la vitesse de déplacement pour équilibrer la traînée et composante de portance pour équilibre le poids.

Le rotor arrière par sa portance équilibre la machine en mouvement de lacet (pour opposer le couple de réaction).

- **Autogire** : Le rotor n'assure que la sustentation, son mouvement de rotation n'est possible qu'en vol de translation (ce qui nécessite un lancement spécial lors du décollage. Cette translation est assurée par un moyen indépendant du rotor (turbopropulseur), ou bien une hélice entraînée par un moteur classique.

- **Girodyne** : Son rotor n'assure que la sustentation, il reste maintenu sans translation. La propulsion est assurée par des moyens différents du rotor (hélices, turbopropulseur,...)

- **Combinée** : Le rotor n'assure la totalité de la sustentation qu'aux vitesses faibles ou nulles. L'aile assure une partie de la sustentation lorsque la vitesse est suffisante ainsi le rotor. On équilibre la traînée par une hélice propulsive. En grande vitesse on réduire le régime du rotor pour éviter la compressibilité de l'air sur le rotor.

Convertible : Le rotor ressemble à une grande hélice pour assurer la propulsion si son axe basculer de 90° ver l'avant, est aussi la sustentation est assurée quand son axe se revenir à 0° .

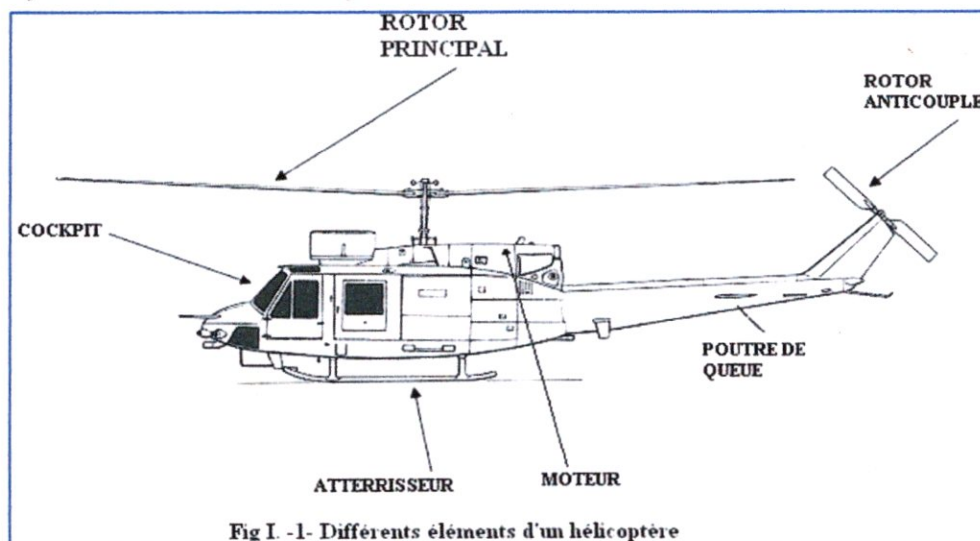
I. Description d'un H'hélicoptère :

Fig I -1- Différents éléments d'un hélicoptère

Un hélicoptère comprend toujours les éléments suivants :

- un rotor principal, composé de deux pales (ou plus), assure la sustentation et la translation de l'appareil ;
- un cockpit qui abrite le pilote et une cabine pour les passagers ;
- un moteur qui peut être à explosion (hélicoptères légers) ou à turbine ;
- un rotor anti-couple qui permet à la fois d'annuler le couple de réaction du rotor principale et de contrôler l'appareil sur son axe de lacet ;
- une poutre de queue qui supporte le rotor anti-couple et sa transmission. Ce peut être un tube ou un treillis ;
- des atterrisseurs qui peuvent être à patins, à roues ou à flotteurs (pour atterrissage sur l'eau).

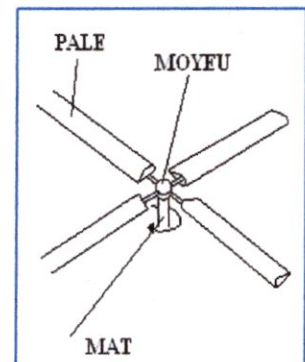
La partie fixe, par opposition aux rotors, est nommée la cellule.

II. Le rotor principal :

Le rotor est le constituant principal de l'hélicoptère à pour rôle d'assurer la sustentation

et la translation de l'appareil et qui comprend essentiellement :

- Un MAT entraîné par une installation motrice.
- Un MOYEU assurant la liaison entre mat et pale.
- Des PALES (deux ou plus).



Différents types de rotors :

Pour tenter d'atténuer les problèmes de vibrations, différentes modifications ont été apportées au rotor. C'est ainsi qu'on distingue plusieurs catégories de rotors. Parmi ceux qui sont souvent utilisés citons les rotors articulés ; rigides.

a) Rotor articulé :

Le rotor articulé permet à la pale de se déplacer librement en battement et en traînée.

Ce type de rotor, fait en acier ou en alliage léger est équipé de charnières qui diminuent considérablement les efforts au niveau de l'équilibre.

Le principe de ce rotor conduit à une technologie assez complexe des organes de liaison au niveau du moyeu en raison des nombres d'articulations équipées de roulements. Ces dernières, permettent la rotation du moyeu autour du mat.

b) Rotor rigide :

Le rotor rigide constitue un grand progrès puisqu'il permet de supprimer les articulations de battement et de traînée. Elles sont remplacées par une souplesse au niveau de l'implanture de la pale grâce aux nouvelles techniques des matériaux

composites. Notons également au nombre de ses avantages une simplicité de confection, un gain très intéressant sur la masse, une économie sur le prix et la possibilité d'aller à des vitesses jusqu'alors interdites. Cependant les rotors infiniment rigides n'existent pas puisqu'on a repoussé les déformations dans une zone privilégiée du col de la pale.

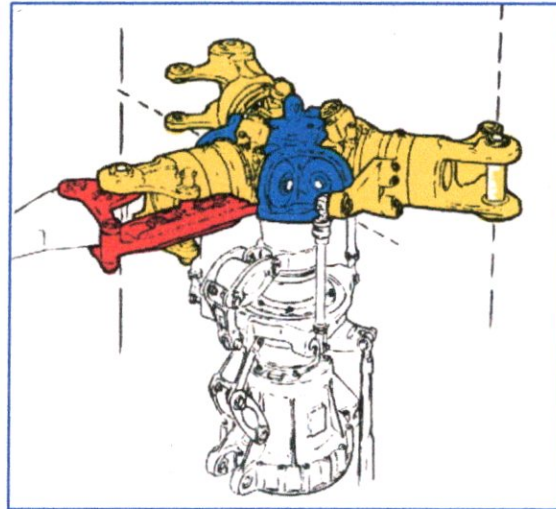


Fig I. -2- Rotor articulé.

Il en résulte des couplages battement traînée torsion de la pale qui facilite les instabilités diverses, augmentent le niveau vibratoire et risquent d'être particulièrement gênantes à grandes vitesses. Pour toutes ces raisons, l'application du rotor rigide est limitée à un domaine de vol relativement restreint en vitesse et en évolution jusqu'à présent.

GENERALITE SUR LES PALES :

✗ I. Technologie d'une pale :

Un rotor principal est essentiellement constitué d'un ensemble de pale associé à un moyeu, ces pales en rotation assurent la sustentation et la traction nécessaire au vol d'hélicoptère.

Les efforts sollicitant une pale sont :

- force centrifuge, aérodynamique, d'inertie et de pesanteur.

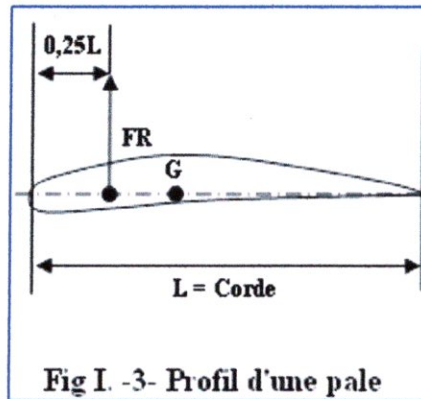
Toutes ces sollicitations engendrent des forces internes et des moments le long de la pale, et déterminent des états de contraintes normales et de cisaillement.

La répartition massique de la pale a son importance, elle a une influence sur la répartition des contraintes. De plus les raideurs de battement EI_B , de traînée EI_T et de torsion GJ ont aussi leur importance vis-à-vis des différents modes de vibration ; c'est ainsi que le premier mode de traînée conditionne la résonance au sol, tandis que ceux de battement et de torsion conditionnent respectivement la puissance de commande et la sensibilité à la vibration.

II. Influence de la répartition massique en corde :

Le centre de gravité en corde d'une pale est généralement situé à 25% de la corde du profil à partir de bord d'attaque.

Pour un profil aérodynamique le coefficient de moment aérodynamique C_{mA} rapporté au bord d'attaque, a pour expression $C_{mA} = C_{m0} + 0,25 C_Z$.

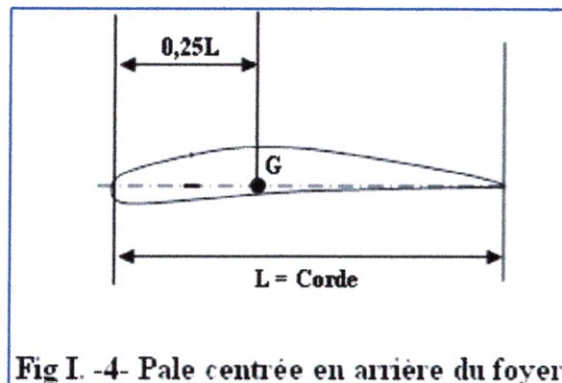


Le foyer d'un profil est le point pour lequel le moment aérodynamique est constant quelle que soit l'incidence du profil $C_{mf} = C_{m0}$

Généralement la position relative du foyer est située aux environs de 25% de la corde à partir de bord d'attaque.

Pour un profil symétrique le coefficient C_{m0} est nul et le foyer est situé à 25%.

- si G coïncide avec F, on évite tout risque d'instabilité.
- si G en arrière du F, les forces d'inerties et les forces centrifuges induisant un moment cabreur qui augmente l'incidence du profil, engendrant ainsi une augmentation de portance.
- si G était placé trop en avant du foyer F, la pale s'effacerait au fur et à mesure de l'augmentation du pas, et le décollage de l'hélicoptère serait pratiquement impossible.



III. Conception Technologique D'une Pale :

Les différents composants d'une pale sont :

- Un longeron ;

- Un revêtement d'épaisseur e ;
 - Un remplissage ;
 - Un arêtier.
- Le longeron : contribue pour une grand part à la flexion de battement ainsi qu'à la flexion de traînée.
- L'arêtier : par sa position au bord de fuite, a au moins deux fonctions :
- Il permet d'augmenter la corde du profil, et par la même la surface portante.
 - Il permet d'accroître considérablement l'inertie de traînée (assure avec le longeron la raideur en traînée nécessaire).
- Revêtement : il contribue à transmettre les charges aérodynamiques, et il participe aux flexions de battement et de traînée et il lui revient la plus grande participation à la raideur en torsion.
- Remplissage : est nécessaire afin d'obtenir une stabilisation contre tout flambage induit par la torsion ; ce remplissage est constitué par un matériau le plus léger possible afin de diminuer son effet sur le centrage général de la pale.
- Ce remplissage constitue à former de ce que l'on appelle (nid d'abeille) qui assemblés par collage à chaud.
- Enfin, la pale évolue dans un environnement climatique qui n'est pas parfait (poussières, sable, pluie, etc.), si ce dernier est fortement dégradé, il s'ensuit des conséquences aérodynamiques telles qu'une augmentation du coefficient de moment C_m et une variation de la position du foyer. C'est la raison pour laquelle on protège cette zone à l'aide de feuilles d'inox, qui se comporte très bien vis-à-vis de la pluie, par contre le polyuréthane a un meilleur comportement contre le sable.

IV. Types Des Pales :

IV.1 Selon la matière constituante :

IV.1.1 Pales métalliques :

Les pales métalliques ont succédé aux premières pales en bois. Elles sont généralement en alliage léger, bien que l'acier le titane aient aussi été utilisés.

Les matériaux métalliques sont très sensibles à l'entaille, aux évolutions brutales et à la corrosion.

Il existe deux types de pales l'une à longeron plein qui sont complétés par une revêtement enveloppant, l'autre creux a une forme de D (alliage léger), convenant très bien pour transmettre toutes les sollicitations (effort centrifuge, flexion de battement et traînée, torsion) et assure toutes les raideurs.

IV.1.2 Pales en matériaux composites :

L'utilisation des matériaux composites pour la fabrication des pales offre les avantages suivants :

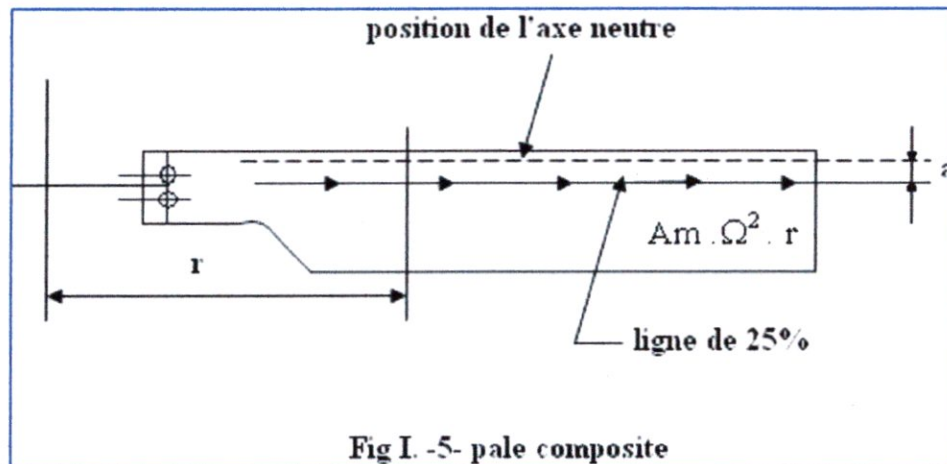
- insensibilité quasi-totale à l'entaille et aux phénomènes de fatigue et corrosion
- très bonne résistance aux impacts avec une tenue résiduelle à la fatigue très supérieure à celle des matériaux métalliques.
- rapport de la résistance en fatigue à la masse spécifique : trois fois plus élevées que pour l'acier et quatre fois plus que pour les alliages légers.

En outre, on note une grande facilité de maintenance, avec possibilité de réparations par l'utilisateur.

La conséquence de ces avantages c'est que les matériaux composites augmentent la durée de vie (20000 heures ou plus).

La pale composite constituée généralement par des composants dont les matériaux ont des modules d'élasticité différents.

La position du centre neutre des sections travaillantes est différente de la position du centre de gravité en corde. Cette particularité engendre donc un moment de traînée supplémentaire par le fait que les efforts centrifuges agissent au centre de gravité comme le montre la figure.



On distingue deux technologies différentes :

- pale constituée et d'un longeron et d'un caisson de torsion matérialisé un revêtement enveloppant.
- pale constituée d'un longeron et de plusieurs caissons.

IV.1.3 Pales en bois :

Ce type de pale présente de nombreux avantages et inconvénients.

Les avantages :

- Une simplicité de fabrication qui demande un outillage classique.

- Une technique aisée.
- Leurs légèretés par rapport aux pales métalliques.
- Leur résistance aux phénomènes de fatigue.

Les inconvénients :

- Se résultant en un gaspillage de matières premières. (Bois)
- Leur sensibilité à l'humidité.
- Difficultés de réparation.

IV.1.4 Pales en plastique armé :

Les constructeurs utilisent des pales entièrement en plastique armé de fibre de verre ou de longeron en acier.

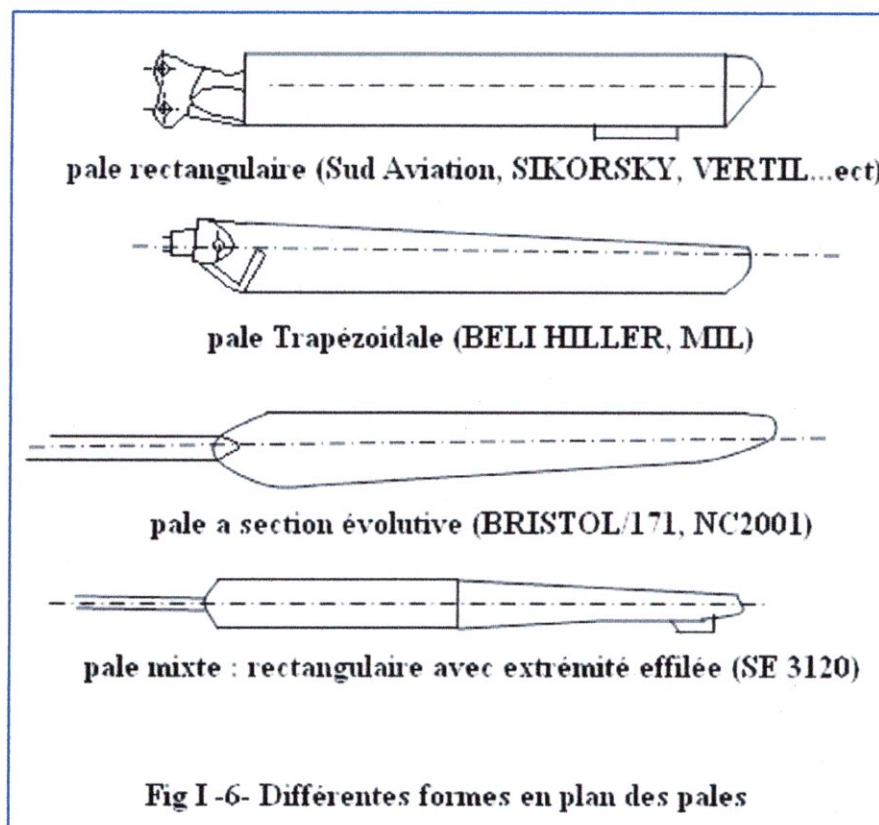
L'inconvénient dépend de la capacité d'accumulation des charges électriques sur la surface. Ce qui entraîne une certaine tension entre les éléments de pale. Ces mêmes matériaux soient utilisés en tant qu'éléments résistants.

IV.2 Selon la forme :

Les différentes formes des pales :

Les formes des pales peuvent différer selon les appareils :

- ☞ Les pales rectangulaires.
- ☞ Les pales trapézoïdales.
- ☞ Les pales elliptiques, ou des formes plus compliquées.



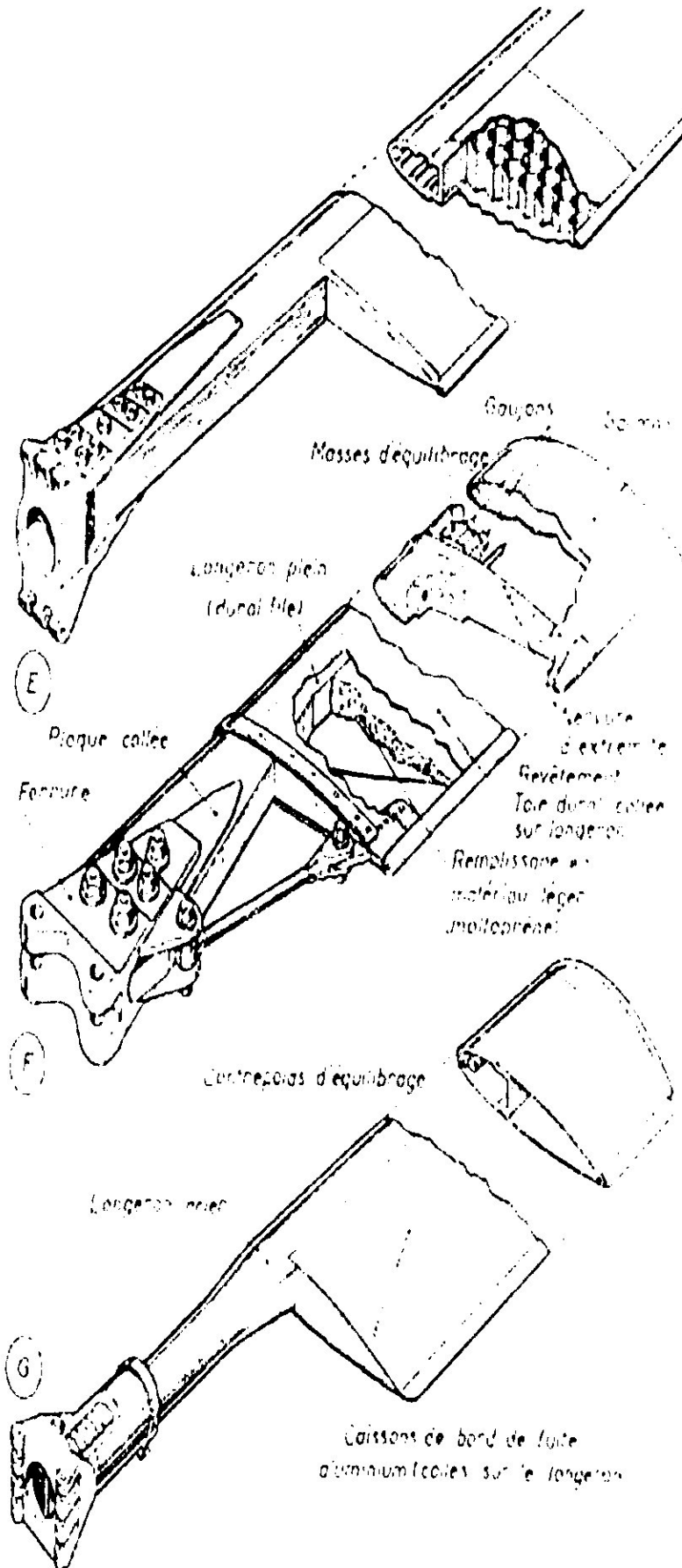


Fig (II - 7) Différents types des Pales du rotor principal

V. Contrôle et réglage des pales :

V.1 Contrôle des pales :

Les opérations de contrôle comprennent :

- Contrôle de réception des matériaux (module de Young, résistance à la traction et au cisaillement, masse surfacique, taux d'imprégnation, ect.) ;
- Contrôles par des opérations de moulage et d'étuvage, vérification du collage par contrôle acoustique, éprouvette de fatigue justifiant les matériaux de base, ect.
- Contrôles complètes des pales. En effet, les pales complètes sont essayées sur des bancs de fatigue où l'on reproduit les efforts alternés (battement et traînée, parfois même la torsion) et les efforts permanents (battement, traînée, efforts centrifuges), et cela pour un niveau de charge correspondant à 2,5 ou 3 fois les charges maximales de vol. Ces essais sont conduits jusqu'à la rupture, après que la pale ait effectué un million de cycles de ces charges. L'exploitation de ces résultats permet un calcul de durée de vie qui détermine généralement une valeur infinie pour les pales en composites.

V.2 Réglages (statique et dynamique) des pales :

V.2.1 Réglages statiques :

Concernant le réglage statique, bien que de multiples précautions soient prises au cours de la fabrication pour le suivi des masses de chaque composant, il existe des dispersions, ne serait ce qu'au niveau des tolérances de fabrication et des masses des produits. Ainsi, toute pale fabriquée n'a pas la même masse que sa voisine, ni le même centre de gravité en corde.

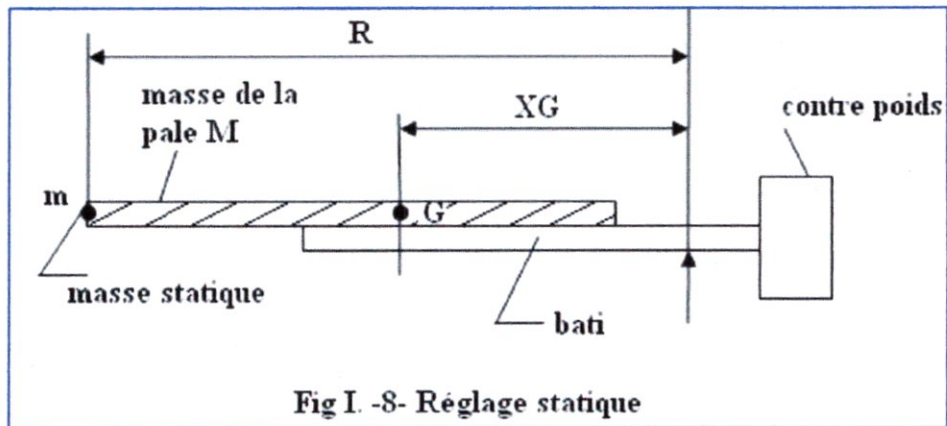
C'est pourquoi chaque pale est identifiée en moment statique vis-à-vis d'un moment statique de référence, qui l'on obtient par l'addition des masses sur l'extrémité de la pale.

L'équilibre de la pale s'écrit donc :

$$M.X_G + m.R = \text{moment statique de référence}$$

$$m = \frac{\text{moment statique de référence} - M.X_G}{R}$$

Ce réglage garantit que toutes les pales auront le même moment statique ; par conséquent, en rotation chaque pale développera la même force centrifuge sur le moyeu et l'arbre rotor.



V.2.2 Réglage dynamique :

Le réglage dynamique sera effectué sur des pales en rotation en utilisant un banc spécialement conçu à cet effet.

Il est bien évident que chaque pale fabriquée en série n'a pas la même répartition massique sur toute son envergure. De plus, les caractéristiques géométriques peuvent être légèrement différentes d'une pale à l'autre, ce qui, compte tenu des tolérances admises, engendre ainsi des comportements différents en rotation.

Trois types de réglage doivent être exécutés :

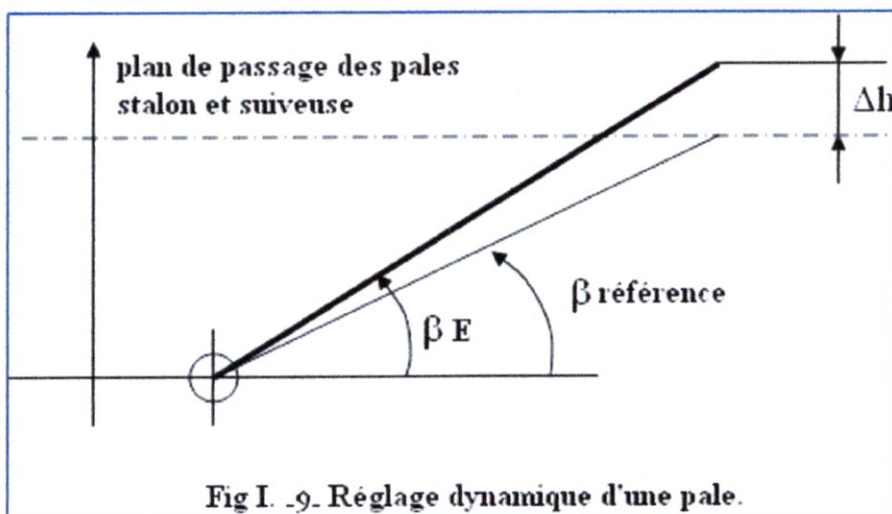
- **Le premier réglage :** Consiste à faire tourner les pales au régime nominal du rotor avec une valeur du pas correspondant à une portance nulle. Si la pale d'essai n'est pas dans le même plan que les deux autres, cela signifie globalement que le calage de la pale sur le manchon doit être corrigé. Cette correction se fait en agissant sur la longueur de la biellette de pas, laquelle est réglable.

On vérifie si les pales tournent au même plan.

Supposons que la pale d'essai soit montante par rapport aux autres pales.

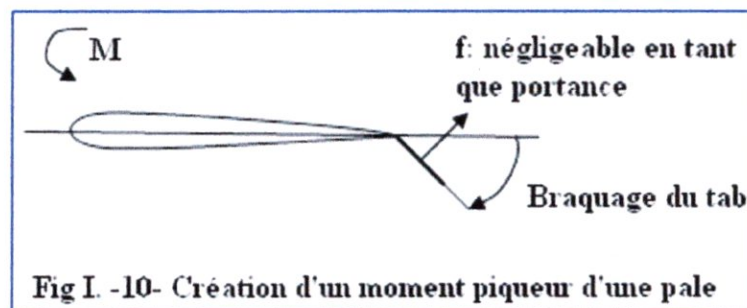
On voit que la pale d'essai définie par β_E à une portance supérieure aux autres.

Ceci se caractérise par une hauteur Δh .



Après avoir constaté cette anomalie, il faut en analyser les remèdes qui vont consister en deux autres réglages et, pour cela, on fait appel à deux artifices, d'ailleurs installés sur la pale :

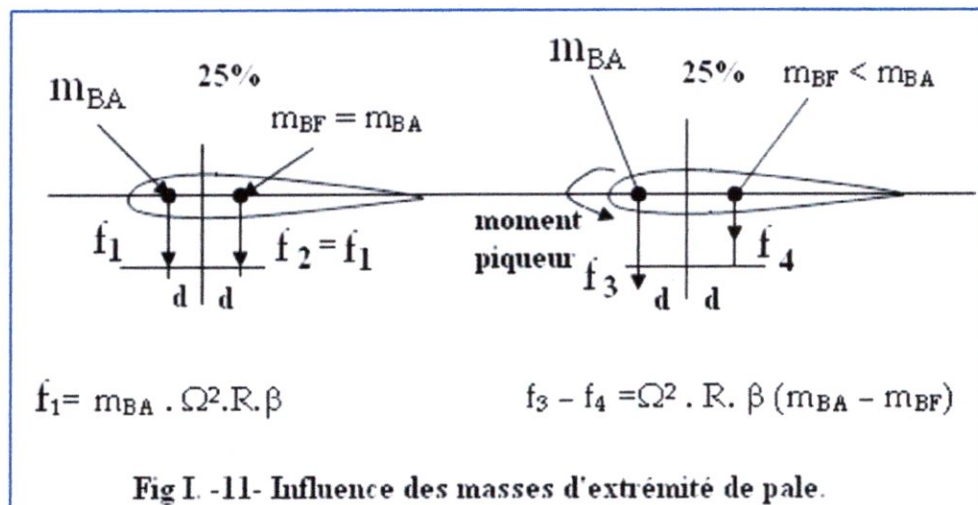
- Un tab situé généralement à 0,8R
 - Des masses situées respectivement à l'extrémité de la pale et de part et d'autre de l'axe de pas situé à 25%.
- **Le second réglage :** S'effectue au petit pas ; on mesure le moment qui est le résultat de l'effort mesuré à partir de la bielle de pas par rapport à l'axe de pas. Si on désire engendrer un moment piqueur M (le centre de poussée est situé à l'arrière de l'axe d'articulation de pas. F_R créer un moment à piquer), il faut braquer le tab vers le bas.



Ce moment a une importance par suite de la souplesse en torsion de la pale.

- **Troisième réglage :** on met des masses d'extrémité de façon symétrique de part et d'autre de 25%.

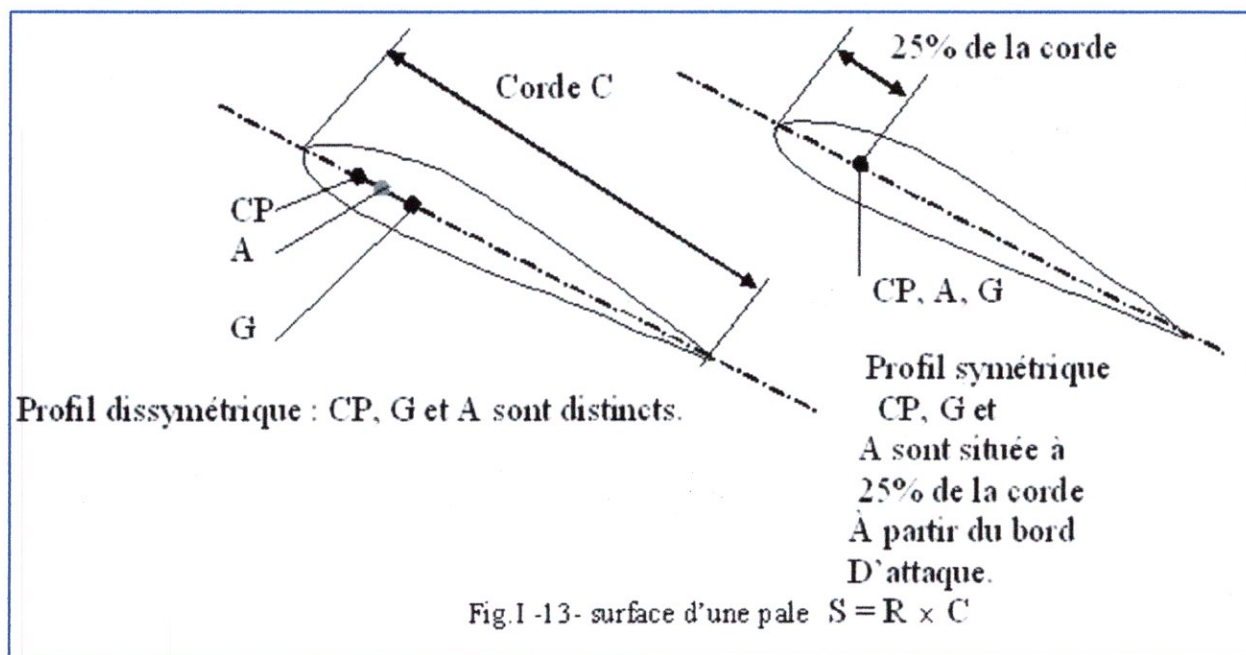
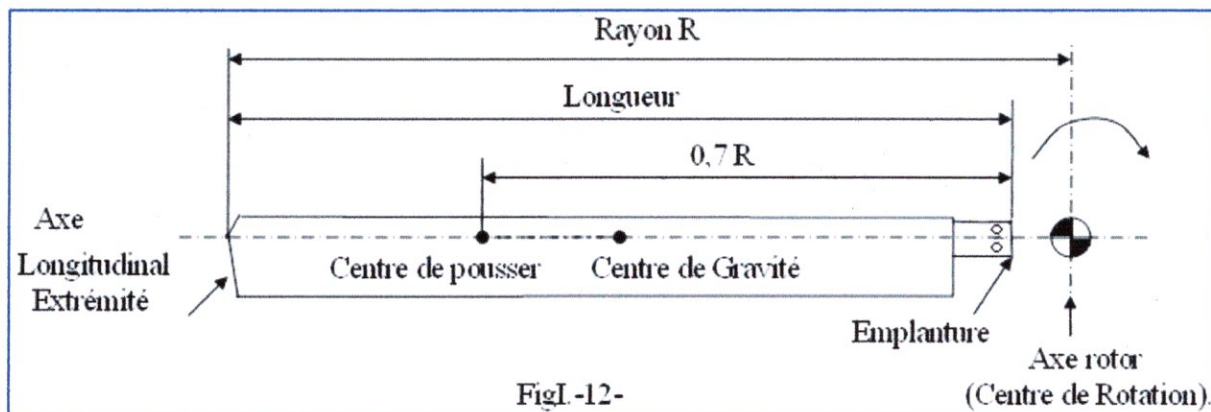
Si on veut créer un moment piqueur, on déplace des masses de l'arrière vers l'avant.



VI. Théorème de l'élément de pale :

VI.1 Point remarquable d'une pale :

Définition :



VI.2 Portance et traînée de pale :

VI.2.1 de l'élément de la pale complète :

Considérons un élément de la pale (tranche de pale de très faible largeur) situé à la distance r du centre de rotation o .

Le rotor tournant à vitesse constante ω la vitesse circonférentielle de l'élément de pale est

$$U = \omega r. \text{ (Fig.I -14-).}$$

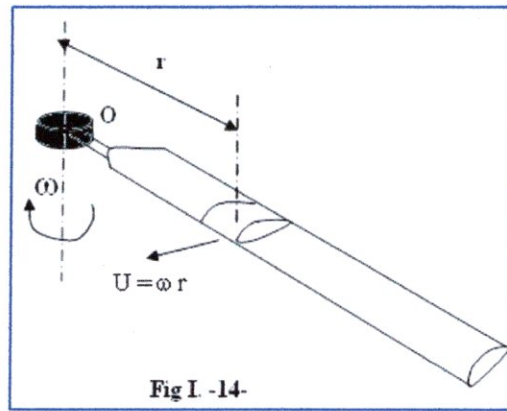
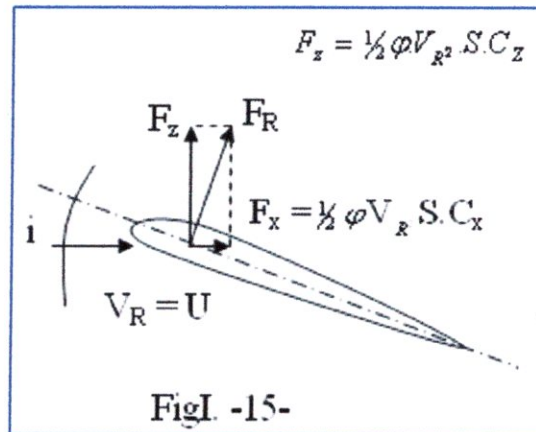


Fig I -14-

Cela veut dire que l'élément de pale travaille dans un vent relatif de vitesse $V_R = U$.

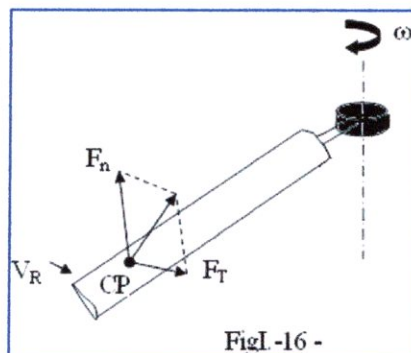
Pour une incidence donnée i , l'élément de pale est soumis à une force aérodynamique F_R que l'on peut décomposer en une force de portance F_Z perpendiculaire à V_R et une force de traînée F_X parallèle à V_R . (FigI.-15 -).



FigI. -15-

VI.2.2 portance et traînée générale de la pale :(FigI.-16 -)

La résultante des forces élémentaires de portance appliquées à chaque élément de pale est une force F_n parallèle aux forces élémentaires, égale à leur somme et appliquée au centre de poussée CP de la pale. C'est la PORTANCE GÉNÉRALE DE LA PALE. De la même manière la résultante des forces élémentaires de traînée est égale à leur somme. C'est la TRAÎNÉE GÉNÉRALE F_T .

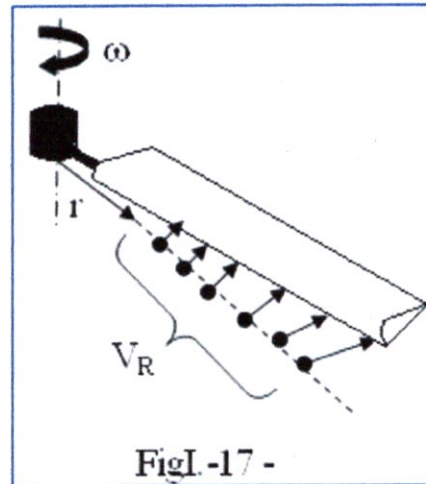


FigI.-16 -

VI.2.3 Variation de la vitesse relative V_R le long de la pale :

De l'emplanture à l'extrémité de la pale, le rayon de rotation r des éléments de pale CROIT. La vitesse circonférentielle des éléments de pale (soit la vitesse relative V_R) croit proportionnellement au rayon : $V_R = \omega r$.

Voir la fig -17-

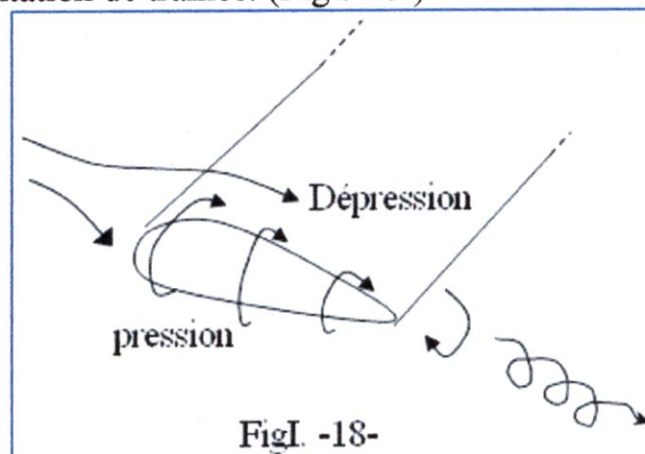


VI.2.4 Influence de la variation de V_R :

La valeur des forces élémentaires F_z et F_x augmente, de l'emplanture à l'extrémité, comme le carré de la vitesse relative V_R .

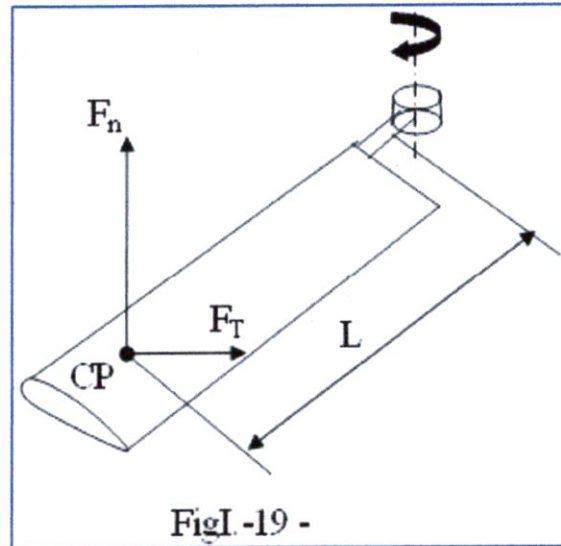
En extrémité de pale se produit une diminution de portance provoquée par l'écoulement marginal de l'air qui passant de l'intrados à l'extrados tend à équilibrer les pressions.

L'écoulement marginal à l'extrémité de la pale provoque une diminution de portance et une augmentation de traînée. (FigI.-18-).



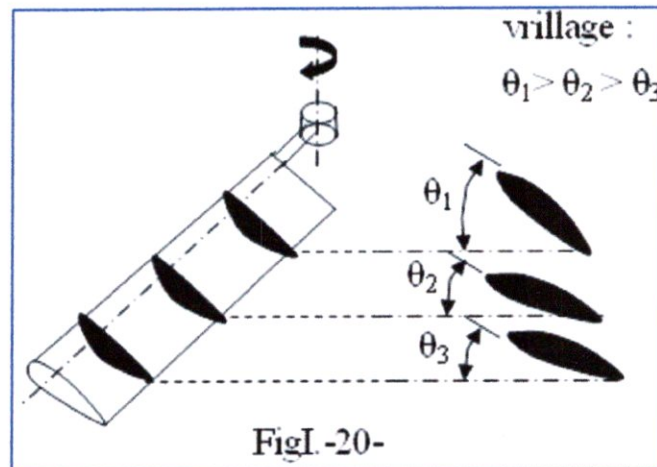
L'augmentation des forces élémentaires de portance et de traînée, de l'emplanture à l'extrémité de la pale, fait que le centre de poussée CP est situé non loin de l'extrémité.

Il en résulte, au niveau de l'emplanture, des moments de flexion $F_n \times L$ et $F_T \times L$ exagérés du point de vue résistance de la pale. (FigI.-19-).



FigI.-19 -

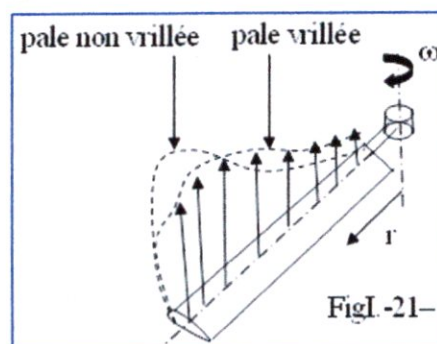
Afin de mieux répartir les efforts et de diminuer les moments de flexion, les pales sont vrillées (c'est-à-dire « tordues » autour de leur axe longitudinal) de façon à les faire travailler à grande incidence au voisinage du moyeu et à faible incidence vers l'extrémité où les vitesse relatives V_R sont grandes. (FigI.-20-).



FigI.-20-

L'angle de pas θ diminue progressivement de l'emplanture à l'extrémité. La diminution de θ entraîne une diminution progressive de la portance et de la traînée.

Voici l'allure générale comparée de la variation de la portance, en fonction du rayon de rotation r , sur une pale vrillée et sur une pale non vrillée. (FigI.-21-).

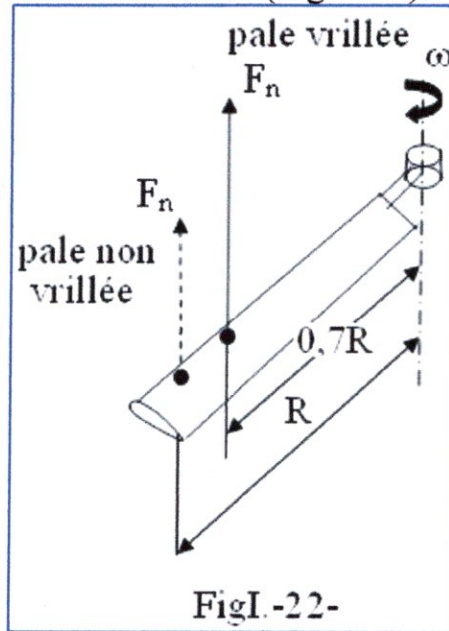


FigI.-21-

VI.2.5 Position comparée du centre de poussée (CP) d'une pale vrillée et d'une pale non vrillée :

Retenez : le vrillage d'une pale rapproche le centre de poussée CP, du centre de rotation O réduisant les moments de flexion en pied de pale.

Nous verrons plus loin comment le vrillage permet d'améliorer le comportement du rotor en autorotation. (FigI.-22-).

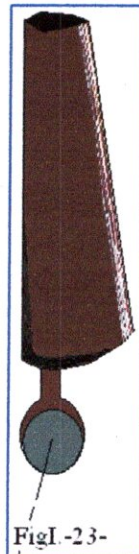


FigI.-22-

Une autre solution permettant de régulariser la portance le long de la pale : **LA PALE TRAPÉZOÏDALE** (utilisée sur certains rotors anti-couple)

- La surface portante diminue de l'emplanture à l'extrémité. Il en résulte une diminution de portance qui compense l'accroissement de portance dû à l'augmentation de la vitesse relative V_R .

Mais, il existe encore d'autres moyens. Citons : le profil évolutif, l'épaisseur dégressive. Et, une pale est souvent un compromis entre ces différentes solutions.

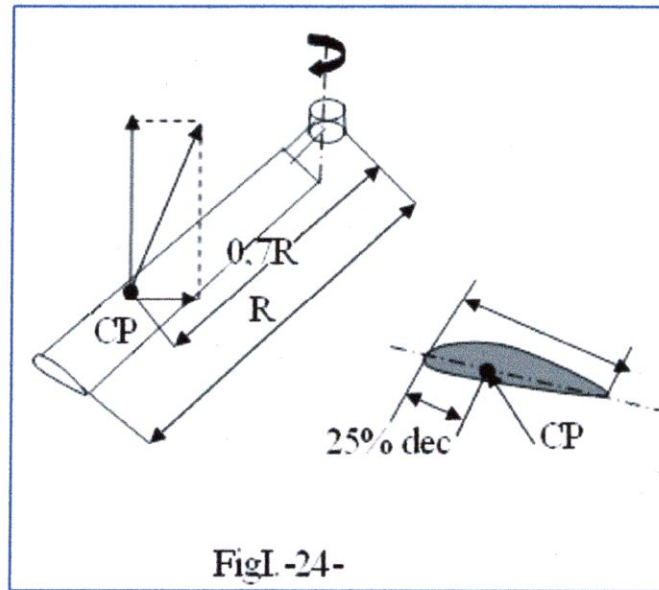


FigI.-23-

VII. Le centre de poussée de la pale :

Le centre de poussée de la pale CP est le point d'application des forces aérodynamique.

Pour un profil biconvexe symétrique le centre de poussée est fixe. Il est situé à $0,7 R$ du centre de rotation (R étant le rayon du rotor) et à 25% de la corde à partir du bord d'attaque. (FigI.-24-).



FigI.-24-

Nous allons voir que pour un profil non symétrique le centre de poussée n'est pas fixe suivant la corde ; il se déplace en fonction de l'intensité de la résultante aérodynamique F_R . c'est un inconvénient et c'est une des raisons qui fait choisir les profils symétriques dans la fabrication des pales d'hélicoptères.

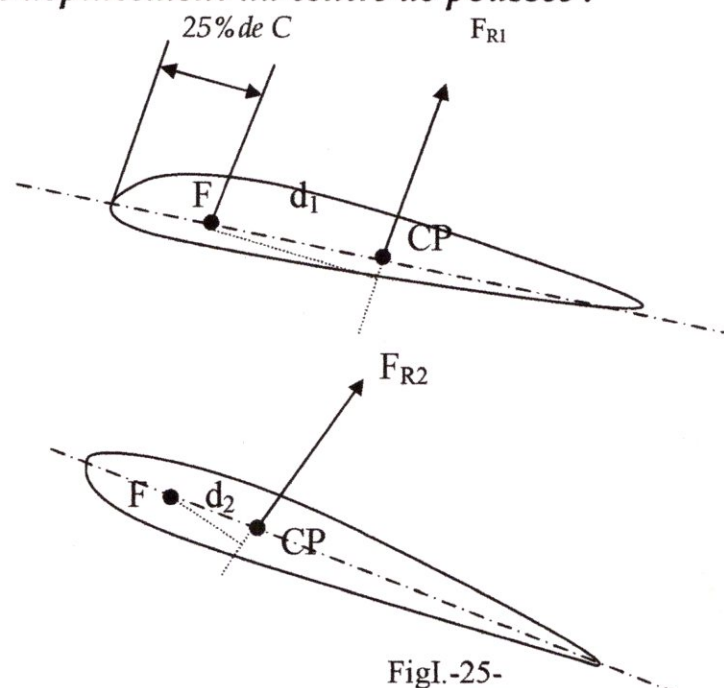
VII.1 Les profils non symétriques et le déplacement du centre de poussée :

Quand l'intensité de F_R augmente, le centre de poussée avance vers le bord d'attaque. L'analyse, en soufflerie, du déplacement du centre de poussée a fait découvrir un point fixe qui possède une propriété remarquable. Ce point fixe s'appelle le foyer F , il est situé à 25% de la corde. Sa propriété est la suivante : le moment de F_R par rapport au foyer est constant

$$M = F_R \times d = \text{constante}$$

F : foyer

$$F_{l_1} \times d_1 = F_{l_2} \times d_2$$



FigI.-25-

Si F_R croît, d décroît et CP se rapproche de F.

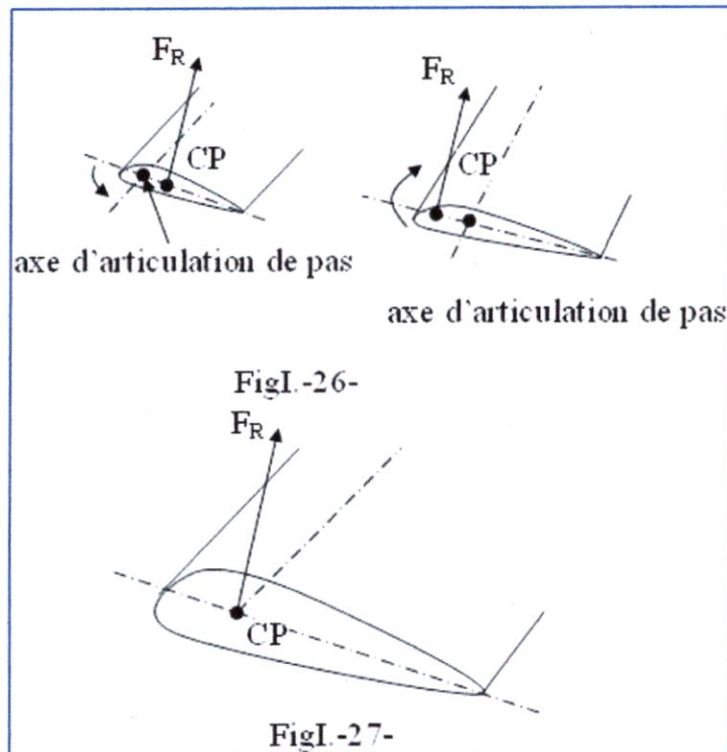
VII.2 Conséquence du déplacement du centre de poussée :

Si CP est situé à l'arrière de l'axe d'articulation de pas, F_R crée un moment à piqueur qui tend à diminuer l'incidence.

au contraire si CP est à l'avant de l'axe d'articulation, F_R crée un moment à cabrer qui tend à augmenter l'incidence.

On sait que lorsque F_R croît le centre de poussée avance vers le bord d'attaque donc, dans tous les cas l'action de F_R tend à diminuer le moment piqueur ou à augmenter le moment cabreur c'est-à-dire, en définitive, à augmenter l'incidence. Les profils non symétriques sont instables.

Par contre, les profils symétriques sont stables. En effet le centre de poussée est fixe et confondu avec le foyer et l'axe d'articulation de pas. Le moment de F_R par rapport à l'axe est nul et les variations de F_R sont sans effets sur l'incidence.

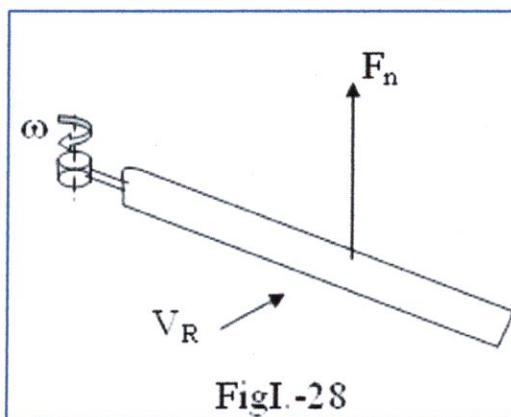


VIII. Le contrôle de la portance F_n de la pale :

Reprenons l'expression de la portance $F_n = \frac{1}{2} \rho \times V_R^2 \times S \times C_z$ on s'aperçoit que, en vol il n'existe que 2 facteurs permettant de contrôler la portance (c'est-à-dire de piloter) :

- V_R soit la vitesse circonférentielle de la pale de rotation du rotor.
- C_z (coefficient de portance) qui dépend de l'incidence.

Les autres facteurs dépendants soient de la pression atmosphérique et de température ρ , soit de la surface et de profil de la pale.



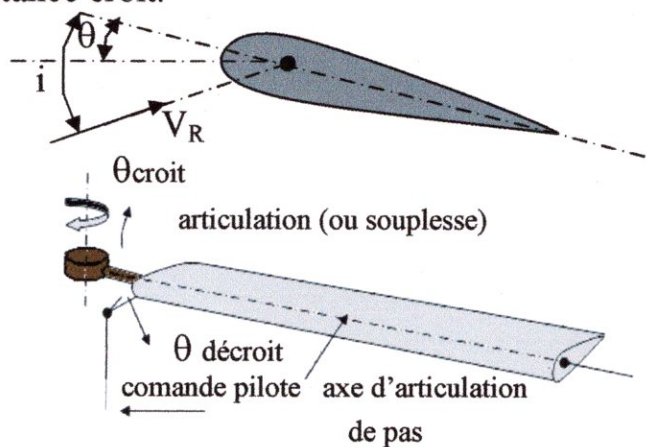
FigI.-28

Or, les rotors d'hélicoptère tournant à vitesse constante (régulation de vitesse) il ne reste qu'un moyen pour contrôler la portance : c'est la variation d'incidence. Rappelons que lorsque l'incidence croit la portance croit.

L'angle d'incidence :

Tout simplement, en faisant varier l'angle de pas θ , par rotation de la pale autour de son axe longitudinal. C'est l'articulation de pas dont nous avons déjà parlé.

En effet : lorsque l'angle de pas θ varie l'angle d'incidence i varie dans le même sens, d'une même valeur.

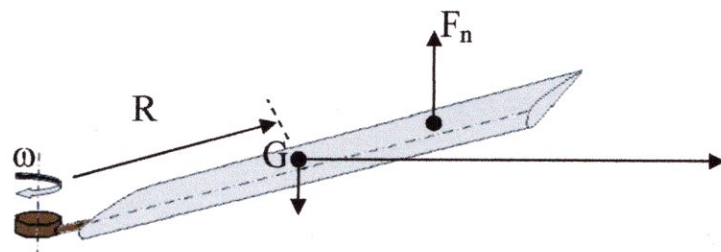


FigI.-29-

IX. Forces agissant sur une pale en rotation :

Une pale est soumise :

- ✓ à son poids (P) appliqué au centre de gravité (G).
- ✓ à la force centrifuge (F_c) appliqué en G
- ✓ à la portance (F_n) appliquée au centre de poussée (CP).



$$P = M_g \quad F_c = M\omega^2 R$$

FigI.-30-

Nous verrons plus loin qu'il existe aussi des forces d'inertie alternées (forces de Coriolis) qui sollicitent la pale dans son plan de rotation.

Le poids de la pale est négligeable par rapport aux autres forces.

ORDRE DE GRANDEUR DES FORCES :

Exemple de l'hélicoptère SA 330.

- ⊕ F_c de l'ordre de 22.000 daN
- ⊕ F_n de l'ordre de 1.800 daN (en autorotation).
- ⊕ P : 69 daN.

Pour fixer les idées rappelons que $1 \text{ daN} = 1,02 \text{ Kg.f.}$

Chapitre II

Aérodynamique du rotor

Fonctionnement aérodynamique du rotor :

I. Dans le cas Générale :

Le fonctionnement aérodynamique du rotor est relativement complexe et nécessite une étude mathématique poussée ; il ne sera exposé ici que des notions générales et simplifiées.

On assimile (fig II. 01) le disque constitué par le rotor à une surface de discontinuité pour les pression ; la poussé qui en résulte est normale au plan du disque et vaut :

$$F_x = (p'1 - p_1) s \dots\dots\dots(1).$$

On considère une ligne de courant de l'écoulement aérodynamique. Sa vitesse est successivement :

\vec{V}_0 : (à l' ∞ amont), égale et opposée à la vitesse de déplacement de l'hélicoptère.

\vec{V}_1 : dans le plan du disque rotor.

\rightarrow

V_2 : à l' ∞ aval.

La pression le long de cette ligne de courant a pour valeur P_0 à l' ∞ amont et à l' ∞ aval «soit a valeur de la pression atmosphérique» ; p_1 et p'_1 sont les pressions statiques de part et d'autre de disque rotor.

Glauert a suggéré que le débit à considérer dans le cas le plus général est:

$$Q = \rho S |\vec{V}_1| \dots\dots\dots(2).$$

ρ étant la masse volumique de l'air. A 0^m et 15^oc. On a : $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$.

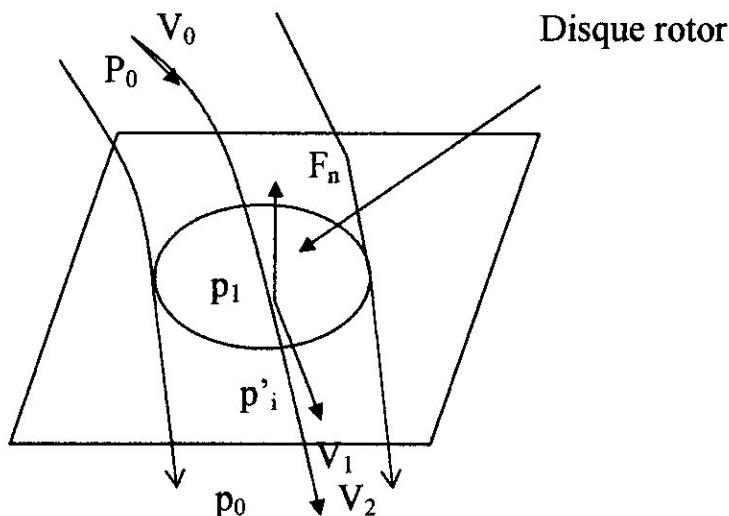


Fig II. 1 – écoulement de l'air autour du rotor.

Il n'y a égalité entre ce débit et celui passant à travers le disque que dans le cas du vol stationnaire ou vertical. Ce point de vue a été justifié ultérieurement par la théorie tourbillonnaire et l'expérience.

La poussée \vec{F}_n du rotor peut alors s'exprimer par application du théorème des quantités de mouvement ; la résultante des forces est égale à la variation de cette quantité de mouvement :

$$\vec{F}_n = Q (\vec{V}_2 - \vec{V}_0) \dots \dots \dots (3).$$

Pour réaliser cette poussée, il faut accélérer l'air et lui fournir une puissance :

$$P_r = \vec{F}_n \cdot \vec{V}_1 \dots \dots \dots (4).$$

En désignant $\vec{V}_F = \vec{V}_1 - \vec{V}_0$. Vitesse dénommée *vitesse de Froude*, on obtient :

$$P_r = \vec{F}_n \cdot (\vec{V}_0 + \vec{V}_F) \dots \dots \dots (5).$$

Cette puissance peut être exprimée d'une autre façon, par évaluation de l'énergie cinétique fournie à l'air, depuis l'infini amont jusqu'à l'infini aval :

$$P_r = \frac{1}{2} Q (\vec{V}_2^2 - \vec{V}_0^2) \dots \dots \dots (6).$$

$$P_r = \frac{1}{2} Q (\vec{V}_2 - \vec{V}_0) (\vec{V}_2 + \vec{V}_0)$$

Ou encore, en tenant compte des équations (4) et (3) :

$$\frac{1}{2} Q (\vec{V}_2 - \vec{V}_0) (\vec{V}_2 + \vec{V}_0) = P_r = Q (\vec{V}_2 - \vec{V}_0) \cdot \vec{V}_1 \dots \dots (7).$$

Soit :

$$V_1 = \frac{\vec{V}_0 + \vec{V}_2}{2} \dots \dots \dots (8).$$

Ce que l'on peut encore écrire :

$$2 \vec{V}_1 - \vec{V}_0 = \vec{V}_2 \dots \dots \dots (9).$$

Soit :

$$\vec{F}_n = Q (2 \vec{V}_1 - \vec{V}_0 - \vec{V}_0) = 2 Q \cdot \vec{V}_F$$

Par définition de \vec{V}_F .

D'après l'équation (2), il vient :

$$\vec{F}_n = 2 \rho S |\vec{V}_1| \cdot \vec{V}_F$$

Soit, enfin :

$$\vec{F}_n = 2 \rho S |\vec{V}_0 + \vec{V}_F| \cdot \vec{V}_F \dots \dots \dots (10).$$

Cette relation est fondamentale dans la théorie du rotor, et peut être utilisée dans la plupart des cas de vol pour évaluer la puissance théorique à fournir au rotor.

II. Vol stationnaire :

La vitesse \vec{V}_0 est alors nulle, et l'hélicoptère est immobile par rapport à l'air. La configuration aérodynamique offre l'aspect de la figure 2 dans le plan du disque rotor, les filets d'air s'écoulent à la vitesse de Froude, ou vitesse induite, V_{F0} .

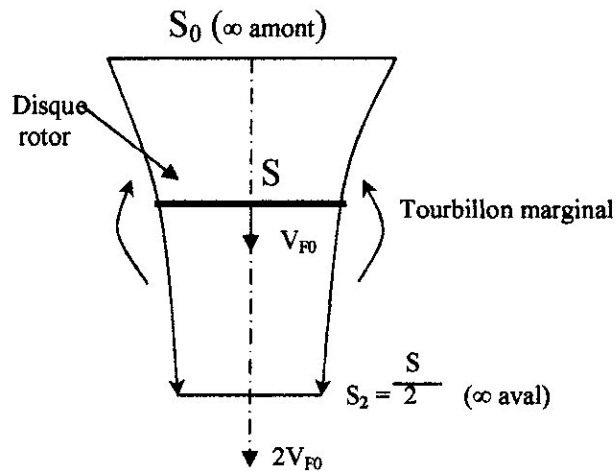


Fig II. 2 – Vol stationnaire.

Soit :

$$\vec{V}_{F0} = \frac{\vec{V}_2 + \vec{V}_0}{2}, \text{ comme le montre l'équation (9).}$$

En appliquant la formule générale (10), on obtient :

$$\vec{F}_n = 2 \rho S \vec{V}_{F0}^2$$

Soit :

$$|\vec{V}_{F0}| = \sqrt{\frac{F_n}{2 \rho S}} \dots\dots\dots(11).$$

La puissance nécessaire pour communiquer la vitesse \vec{V}_{F0} à la masse d'air qui traverse le rotor a pour valeur :

$$P_{F0} = F_n \cdot V_{F0}$$

Soit :

$$P_{F0} = \frac{F_n^{3/2}}{\sqrt{2\rho S}} \dots\dots\dots(12).$$

Cette relation permet d'évaluer la puissance nécessaire au vol stationnaire du point de vue de la théorie de Froude.

Généralement, afin de tenir compte de la traînée verticale F_{zf} du fuselage en vol stationnaire, on prend pour valeur de F_n :

$$F_n = mg + F_{zf}$$

m : masse totale de l'hélicoptère.

F_{zf} : vaut de 2 à 5 % de mg .

Compte tenu du fait qu'aux extrémités des pales apparaissent des tourbillons marginaux dont un des effets est l'introduction de pertes de portance à la périphérie, on remplace la vitesse de Froude théorique par une vitesse induite efficace réelle V_{i0} en vol stationnaire :

$$V_{i0} = \frac{K}{B} V_{f0} \dots\dots\dots(13).$$

K : coefficient d'irrégularité de vitesse induite (valeur moyenne : $K = 1,07$).

B = coefficient d'irrégularité de portance.

En remplaçant le rayon R du disque rotor (soit la longueur de pale) par le produit $B.R$, on tient compte du fait que la partie de pale située à la périphérie n'apporte plus une portance positive. Une valeur pratique de B est :

$$B = 1 - 0,7 \frac{\sqrt{f_n}}{b} \dots\dots\dots(14).$$

f_N : coefficient de sustentation = $\frac{m.g}{\frac{1}{2} \rho U^2 S}$

b : nombre de pales du rotor.

La valeur du coefficient B est généralement voisine de 0,97.

Dans ces conditions, la puissance induite en vol stationnaire a pour valeur :

$$P_{i0} = F_n \cdot V_{i0} \approx 1,15 mg \cdot V_{F0} \dots\dots\dots(15).$$

Considérons une veine d'air s'appuyant sur le disque rotor ; sa section est successivement S_0 (l'infini amont), S (disque rotor), S_2 (l'infini aval). La conservation du débit s'exprime comme suit :

$$\rho \cdot S_0 \cdot V_0 = \rho \cdot S \cdot V_{F0} = \rho \cdot S_2 \cdot 2 V_{F0}$$

Comme $V_0 = 0$, il vient :

$$\frac{S_0}{S} = \infty \text{ et } \frac{S_2}{S} = \frac{1}{2}$$

III. Vol vertical :

III.1 Généralités :

La vitesse V_0 des filets d'air à l'infini amont, égale et opposée à la vitesse de déplacement, est alors verticale, donc égale et opposée à la vitesse ascensionnelle V_z de l'appareil. La configuration aérodynamique est représentée sur la figure 3. a l'infini amont, ou règne la pressions atmosphérique ρ_0 , les filets d'air s'appuyant sur le disque rotor couvrent une surface S_0 . Dans le plan du disque rotor de surface S , la pression est P_1 à l'amont et P'_1 à l'aval ; la vitesse d'écoulement est égale à V_1 . A l'infini aval, ou règne à nouveau la pression atmosphérique P_0 , la section est S_2 et la vitesse V_2 .

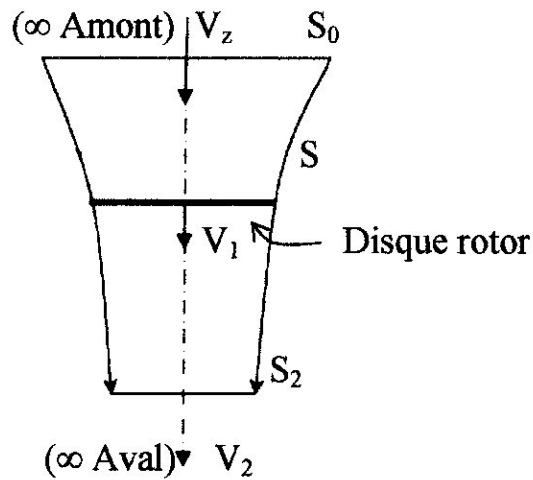


Fig II. 3 – Vol vertical (cas général).

En vertu de l'équation (8) du paragraphe « I », il vient :

$$V_1 = \frac{V_z + V_2}{2} \dots\dots\dots (16).$$

La conservation du débit fournit successivement :

$$\rho \cdot S_0 \cdot V_z = \rho \cdot S \cdot V_1 = \rho \cdot S_2 \cdot V_2$$

Soit :

$$\frac{S_0}{S} = \frac{V_1}{V_z} = 1 + \frac{V_F}{V_z}$$

$$\frac{S_2}{S} = \frac{V_1}{V_2} = \frac{1 + \frac{V_F}{V_z}}{1 + \frac{2V_F}{V_z}}$$

Car : $V_2 = 2V_1 - V_z$
 $V_1 = V_F + V_z$

L'équation de Bernoulli appliquée au filet d'air passant par le centre du disque rotor fournit les relations suivantes, d'abord entre l'infini amont et le disque rotor, puis entre ce disque et l'infini aval :

$$P_0 + \frac{1}{2} \rho V_z^2 = P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2$$

$$P_1' + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_0 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$$

Soit :

$$P_1' - P_1 = \frac{1}{2} \rho (V_2^2 - V_z^2)$$

Il vient alors, pour l'expression générale de la sustentation :

$$F_N = (P_1' - P_1) S = \frac{1}{2} \rho S (V_2^2 - V_z^2) = \rho S V_1 (V_2 - V_z)$$

Sachant que $V_1 = V_z + V_F$, l'équation (16) devient :

$$2V_1 = V_2 + V_z \quad \text{et} \quad V_2 = 2V_1 - V_z$$

Donc :

$$V_2 - V_z = 2V_1 - 2V_z = 2V_F$$

On retrouve alors la relation générale :

$$F_N = 2 \rho S V_F (V_z + V_F) \dots \dots \dots (17).$$

Laquelle n'est rien d'autre que la relation fondamentale de la sustentation d'un rotor.

III.2 Vol vertical ascendant :

La relation fondamentale donne, dans ce cas :

$$\frac{F_N}{2\rho S} = V_F (V_z + V_F) \dots \dots \dots (18).$$

En désignant par V_z le V_0 de la théorie générale (fig.4).

On remarque que, dans le vol stationnaire, on a :

$$\frac{F_N}{2\rho S} = V_{F0}^2$$

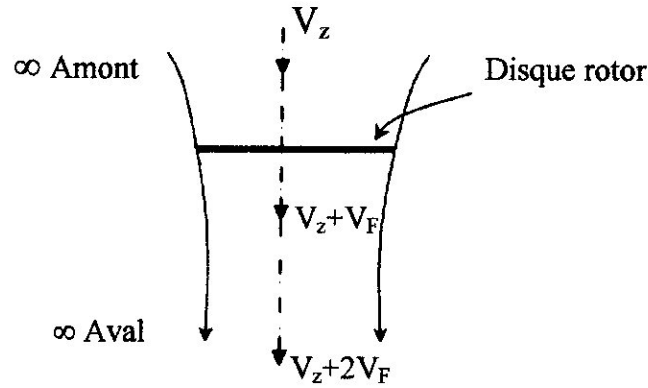


Fig II. 4- Vol vertical ascendant.

L'équation (18) peut donc s'écrire :

$$\frac{V_F}{V_{F0}} \left(\frac{V_z}{V_{F0}} + \frac{V_F}{V_{F0}} \right) = 1$$

Expression fournissant implicitement V_F lorsque V_{F0} et V_z sont connus.

Cette relation présente une simplification intéressante dans le cas où la montée est relativement lente, c'est-à-dire quand :

$$\frac{V_z}{V_{F0}} \ll 1 \quad \text{et} \quad \frac{V_F}{V_{F0}} \approx 1$$

Donc dans le cas où la montée « perturbe » peu l'écoulement induit par rapport au vol stationnaire ; on pose alors :

$$\frac{V_z}{V_{F0}} = \varepsilon \quad \frac{V_F}{V_{F0}} = 1 + \eta$$

η et ε étant relativement faibles :

On écrit alors, en formule (18) simplifiée :

$$(1 + \eta + \varepsilon)(1 + \eta) = 1$$

Soit, en développant et en négligeant le second ordre :

$$2\eta + \varepsilon = 0$$

Ou, enfin :

$$\frac{V_F}{V_{F0}} - 1 = -\frac{V_z}{2V_{F0}}$$

Soit : $V_F = V_{F0} - V_z / 2$

La puissance théorique nécessaire sur le rotor a pour expression :

$$P_r = F_N (V_z + V_F) = F_N \cdot V_{F0} \cdot \frac{V_z + V_F}{V_{F0}}$$

Soit :

$$P_r = P_{F0} (V_z / V_{F0} + V_F / V_{F0}) = \frac{P_{F0}}{V_F / V_{F0}} \dots\dots\dots(19).$$

P_{F0} est la puissance de Froude en vol stationnaire, plus connus sous le nom de puissance induite théorique en vol stationnaire.

La courbe expérimentale de la (figure. 5) fournit la variation de V_z / V_{F0} en fonction de V_F / V_{F0} et permet de calculer le rapport V_F / V_{F0} donc la valeur de V_F , en fonction de la vitesse ascensionnelle V_z .

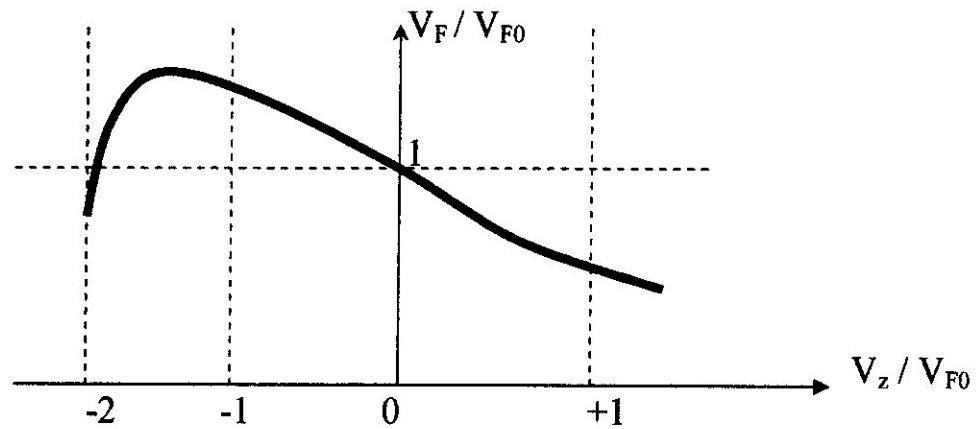


Fig II. 5- Vol vertical ascendant ou descendant.

On admet que la vitesse à l'infini aval est identique en vol stationnaire et en vol vertical :

$$2 V_{F0} = V_z + 2 V_F$$

La puissance nécessaire pour que l'appareil puisse monter verticalement avec la vitesse ascensionnelle V_z a pour valeur :

$$P_r = F_N (V_z + V_F) = F_N (V_{F0} + V_z / 2)$$

Soit :

$$P_r = F_N \cdot V_{F0} + \frac{F_N \cdot V_z}{2} \dots\dots\dots(20).$$

Il apparaît ainsi que l'hélicoptère ne peut s'élever verticalement à la vitesse V_z que dans la mesure où, compte tenu du poids total sustenté, il est possible de disposer sur le rotor d'une puissance suffisante :

$$V_z = \frac{2 \cdot P_r - F_N \cdot V_{F0}}{m \cdot g} = 2 \cdot \frac{\text{Puissance disponible sur le rotor principal}}{m \cdot g}$$

Dans le calcul des performances, on trouvera pour V_z une valeur semblable, mais alors calculable à partir de la puissance disponible sur les deux rotors (principal et arrière) ; le rotor principal absorbant environ 85% de la puissance totale, on trouvera alors, pour expression de V_z :

$$V_z = 1,7 \cdot \frac{\text{Puissance disponible sur les rotors}}{m \cdot g}$$

III.3 Vol vertical descendant :

La vitesse V_z des filets d'air à l'infini amont est alors dirigée vers le haut, et correspond toujours au sens prés, à la vitesse descensionnelle verticale de l'appareil. L'écoulement aérodynamique est matérialisé par les vitesses suivantes :

- $V_z + 2 V_F$ à l'infini amont
- $V_z + V_F$ dans le plan du disque rotor
- V_z à l'infini aval

Sachant que les vitesse V_z et V_F sont de sens contraires, l'écoulement ne sera pas le même suivant qu'il s'agit d'une descente rapide, modérée ou lente.

III.3.1 Descente rapide : $V_z > 2V_F$

Le schéma est représenté sur la (fig. 6) les filets d'air sont tous dirigés vers le haut. Avec le changement de signe pour V_z , il est facile d'obtenir immédiatement une relation semblable à la relation (18) du vol vertical ascendant :

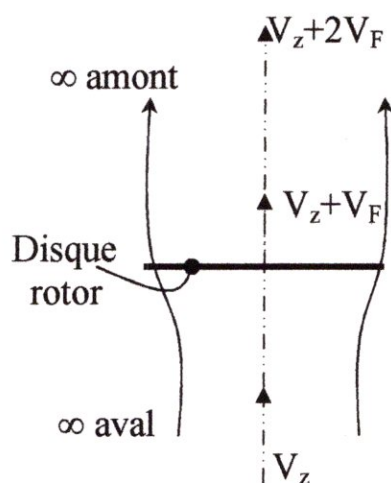
$$V_F / V_{F0} [V_z / V_{F0} + V_F / V_{F0}] = -1 \dots\dots\dots(21).$$

La puissance P_r sur le rotor est alors :

$$P_r = F_N \{V_z + V_F\} = F_N \cdot V_{F0} \cdot \frac{V_z + V_F}{V_{F0}}$$

Soit :

$$P_r = - \frac{P_{F0}}{\frac{V_F}{V_{F0}}} \dots\dots\dots(22).$$

Fig II. 6- vol vertical à descente rapide ($V_z > 2V_F$).

Ici, la puissance P_r est négative ; donc les filets d'air fournissent de la puissance au rotor, et le régime d'écoulement obtenu correspond à celui du *moulinet-frein*.

III.3.2 Descente modérée : $V_F < V_z < 2V_F$

Les sens des vitesses sont indiqués sur la (fig. 7), à cause de l'inversion de sens des vitesses à l'amont du disque rotor, il y a apparition d'un sillage au-dessus du disque rotor, de sorte que les filets centraux dirigés vers le haut se rabattent vers le bas à la périphérie des pales.

Ce cas de vol correspond à l'autorotation réelle.

III.3.3 Descente lente : $V_z < V_F$

Les sens des vitesses sont indiqués sur la (fig. 8), cette fois, un sillage apparaît à la partie inférieure du rotor, ce qui oblige les filets centraux inférieurs à se rabattre vers le bas, et les filets centraux supérieurs à créer une zone tourbillonnaire vers la périphérie des pales. L'écoulement aérodynamique est ainsi perturbé, et il importe essentiellement que la descente ne soit pas trop lente. Afin que les tourbillons périphériques ne risquent pas de se développer et ainsi d'isoler complètement le plan du rotor.

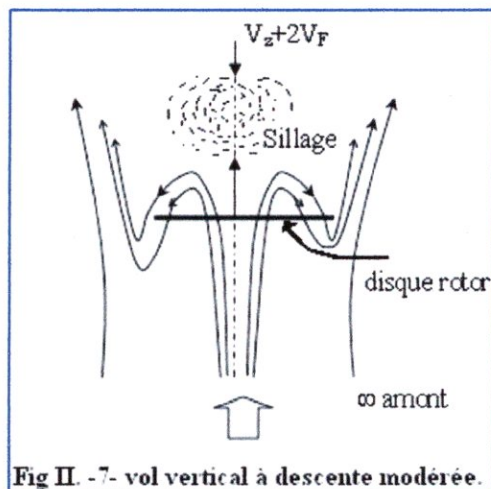


Fig II. -7- vol vertical à descente modérée.

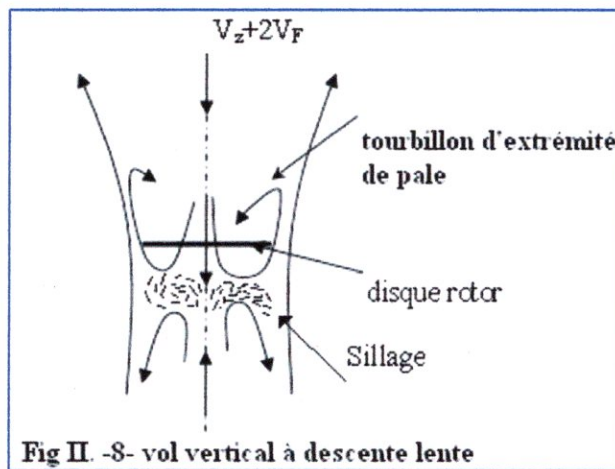


Fig II. -8- vol vertical à descente lente

III.3.4 Régime transitoire Etat de VORTEX :

Dans une descente lente, l'écoulement aérodynamique est perturbé à cause des tourbillons d'extrémités de pales (fig.8). Dans ces conditions, quand un hélicoptère en vol stationnaire se met à amorcer une descente verticale à faible vitesse, l'inversion du sens des vitesses risque d'empêcher le flux d'air de traverser le rotor, soit vers le haut, soit vers le bas ; les pales travaillent alors dans leur propre remous, et l'air forme un *anneau tourbillonnaire* autour du rotor. Ce phénomène, désigné état de vortex, se trouve à l'origine de vibrations dangereuses sur tous les hélicoptères et risque d'amener des pertes de contrôle.

L'anneau tourbillonnaire se développe en général pour une vitesse verticale d'environ 2m/s, et avec une vitesse de translation nulle : une partie importante du rotor se trouve alors dans une zone de décrochage, les divers éléments de pale travaillant alors à un angle d'incidence relativement élevé. En translation, le remous du rotor est rejeté vers l'arrière, de sorte que l'état de vortex ne se produit pas.

Le régime vortex est dangereux, mais par contre peut être facilement abandonné par le pilote, en amorçant soit une translation, soit une autorotation.

IV. L'effet de sol et ses conséquences bénéfiques :

Lorsque l'hélicoptère est en vol stationnaire, à proximité immédiat du sol, l'énergie cinétique communiquée à l'air par le rotor (vitesse induite) s'annule au contact du sol, et se transforme en énergie de pression, sauf dans la zone périphérique où les filets d'air sont déviés. L'augmentation de pression se fait sentir sur l'intrados des pales entraînant, bien sur, une augmentation de la portance F_N du rotor. On dit que l'appareil se trouve DANS L'EFFET DE SOL (D.E.S). (fig.-9-)

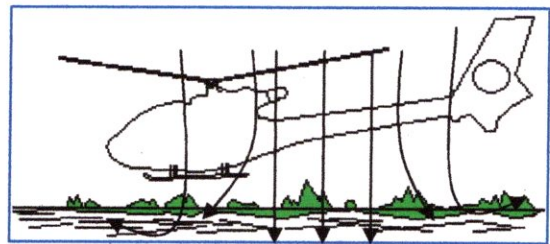


Fig II.-9-

L'augmentation de la portance en fonction de la distance h entre le disque rotor et le sol. Si $h = 1/3 D$ (D est le diamètre du rotor) l'augmentation de F_N est d'environ 20 %. Elle tombe à 10 % pour $h = 1/2 D$ et devient négligeable à partir de $h = D$. on dit alors que l'appareil est hors effet de sol (H.E.S). (fig II.-10-)

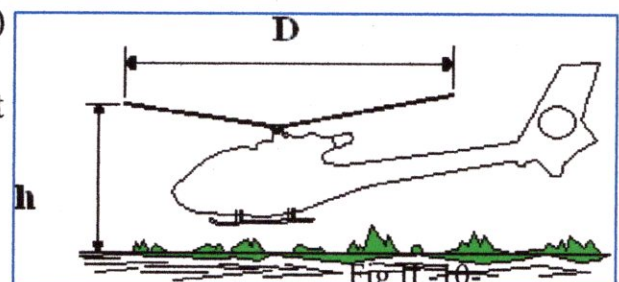


Fig II.-10-

L'auto-rotation :

I. Généralité :

En cas de panne moteur, l'hélicoptère ne TOMBE pas. Son rotor, entraîné par le vent relatif, reste le siège d'une portance F_N qui bien qu'inférieure au poids p de l'appareil est suffisante pour freiner la descente et conserver le contrôle de l'appareil jusqu'à l'atterrissage.

Nous allons examiner en détail le régime d'auto-rotation en descente verticale et en descente à la translation. Tout d'abord, expliquons l'existence de force autorotatives et anti-auto-rotatives que se manifestent simultanément sur chaque pale.

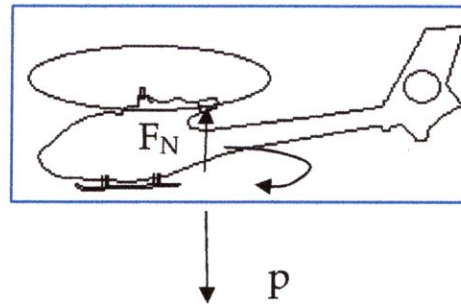
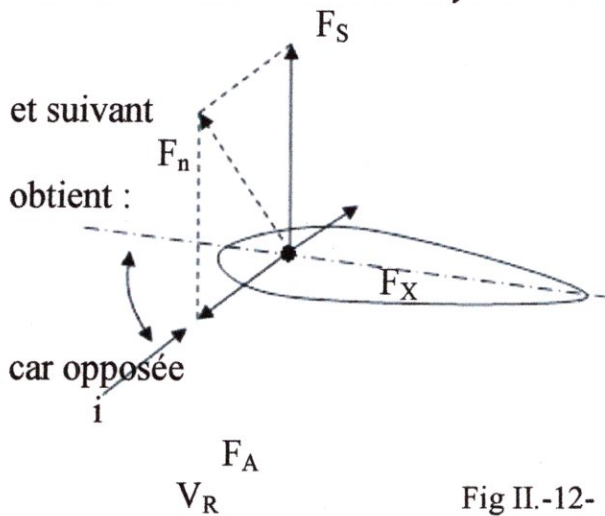


Fig II.-11-

II. Force autorotatives et force anti-auto-rotatives :



si on décompose F_n suivant la verticale la direction du vent relatif V_R on obtient :

- * 1 force F_S , force de sustentation.
- * 1 force F_A , force de propulsion

à la traînée F_X . (Fig II. -12-).

Fig II.-12-

Rappel : une pale en rotation est le siège de 2 forces. La portance F_n perpendiculaire au vent relatif V_R et la traînée F_X dirigée suivant le vent relatif.

Si l'angle d'incidence i est grand, F_n est très incliné vers l'avant et la force F_A est d'autant plus grande si F_A plus grande que F_X leur résultante $R = F_A - F_X$ est dirigée vers l'avant : c'est la force autorotative que entraîne la pale en rotation. (fig II.-13-).

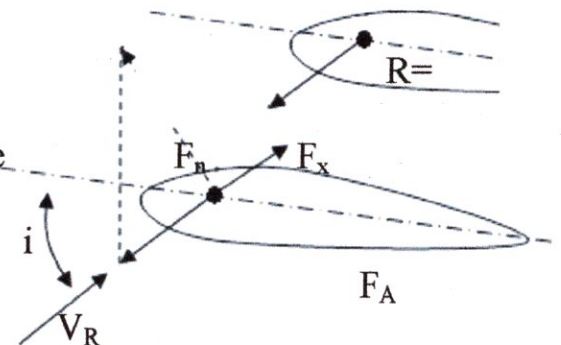


Fig II. -13-

Au contraire, si l'angle d'incidence i diminue la portance F_n se redresse et la composante propulsive F_A diminue. Lorsque $F_A < F_X$ la résultante R' est dirigée vers l'arrière. c'est la force anti-autorotative qui freine la pale.

Pour les très faibles valeurs de i , F_n est inclinée vers l'arrière de la pale. la composante F_A est alors dirigée vers l'arrière. Elle s'ajoute à la traînée. La force anti-autorotative est grande.

Retenons : forces autorotatives et anti-autorotatives sont fonction de l'incidence de la pale.

- vers les grandes incidences la force est autorotative.
- vers les petites incidences la force est anti-autorotative. (Fig II.-14-).

III. Descente en autorotation a partir du vol stationnaire :

III.1 Variation de l'incidence le long d'une pale :(enrégime d'autorotation)

L'incidence des pales ne dépend que de la direction du vent relatif V_R . En autorotation à partir du vol stationnaire, où la des vente se fait verticalement, le vent relatif résulte de la vitesse tangentielle des pales ($U = \omega R$) et de la vitesse verticale de l'air qui traverse le rotor (V_1). (Fig II.-15-).

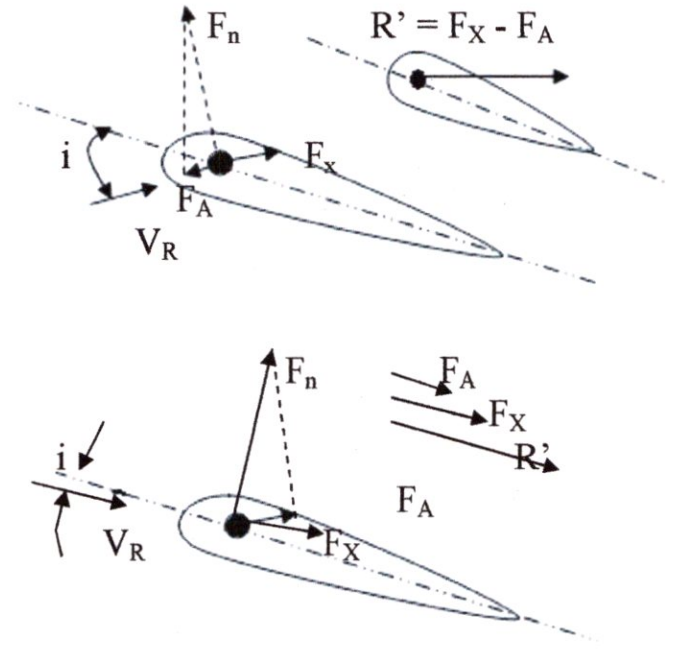


Fig II.-14-

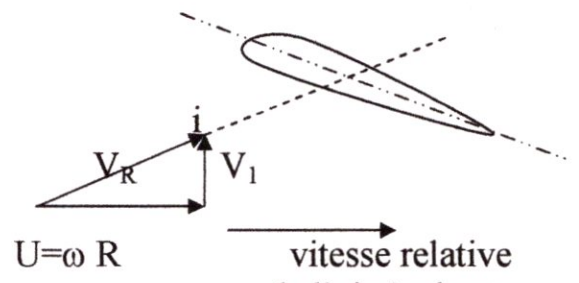


Fig II.-15-

vitesse relative de l'air égale et opposée à la vitesse de la pale.

III.2 Variation de la vitesse verticale V_1 :(FigII.-16-)

La descente en autorotation correspond au régime de descente modérée que vous connaissez. Dans sa partie centrale le flux d'air traverse le rotor de bas en haut.

Au-dessus du rotor la vitesse verticale s'annule et les filets d'air sont rabattus sur la périphérie du disque qu'ils traversent de haut en bas (la vitesse V_1 est inversée).

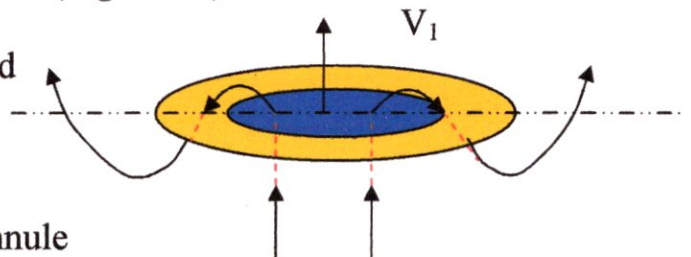
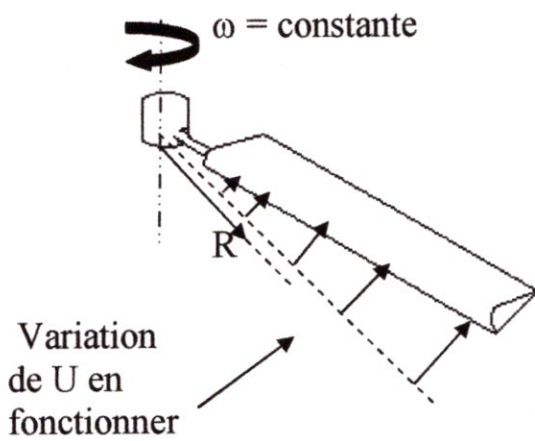


Fig II.-16-

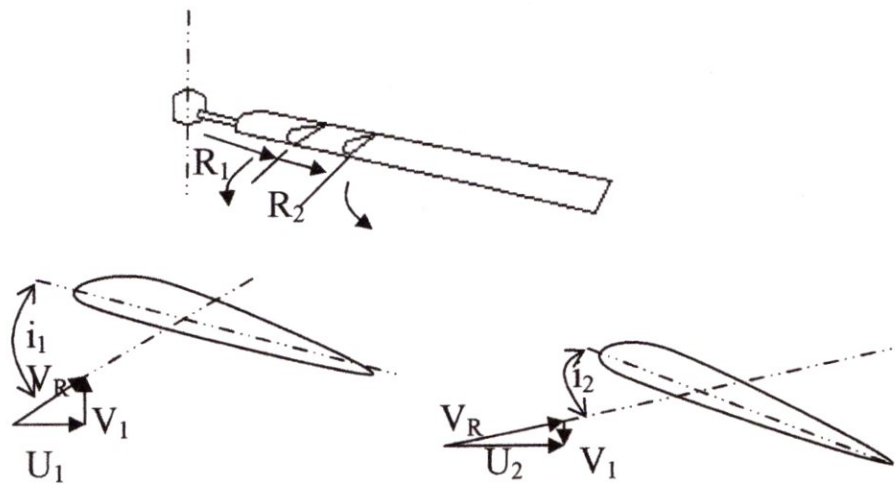
III.3 Variation de la vitesse tangentielle ($U = \omega R$) (Fig II.-17-)



U est proportionnelle au rayon R de la section de pale considérée. La vitesse croît régulièrement du pied à l'extrémité de la pale.

Fig II.-17-

III.4 Variation de V_R (ou variation de l'incidence i) : (Fig.-18-)



$R_2 > R_1$ entraîne $U_2 > U_1$ et $i_2 < i_1$

Fig II.-18-

III.5 Influence combinée des variations de U et de V_1 :

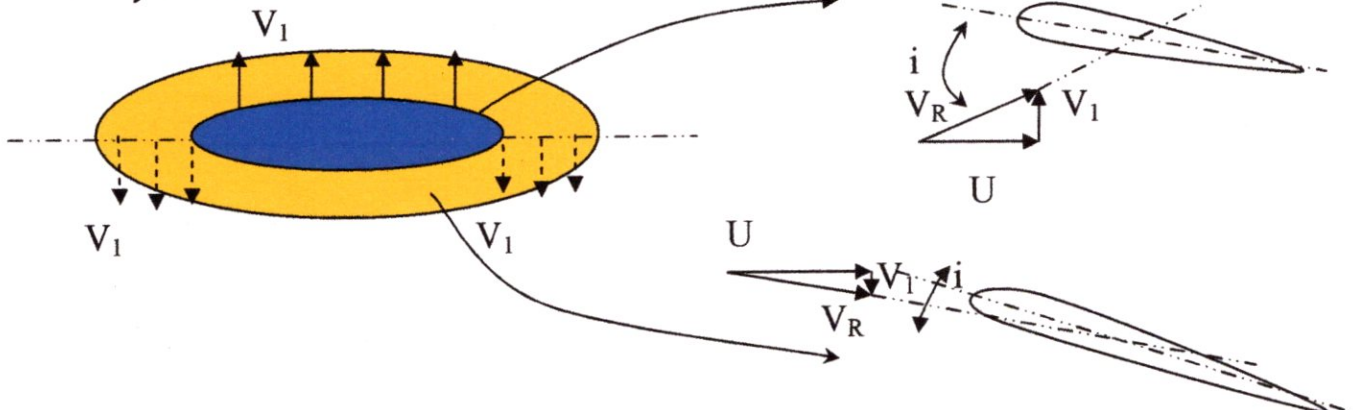


Fig II.-19-

L'inversion de V_1 , lorsque l'on passe de la zone centrale B du rotor à la zone périphérique C, provoque une diminution importante de l'incidence. A cette diminution d'incidence s'ajoute la diminution due à l'accroissement de $U = \omega R$.

dans toutes ces explication, le pas collectif des pales est, bien sur, considéré constant. (Fig.-19-).

III.6 Les zones autorotatives et anti-autorotatives du rotor (Fig II.-20-).

Du fait de la variation continue de l'incidence, de l'emplanture à l'extrémité des pales, le rotor se trouve divisé en 3 zones distinctes A, B et C.

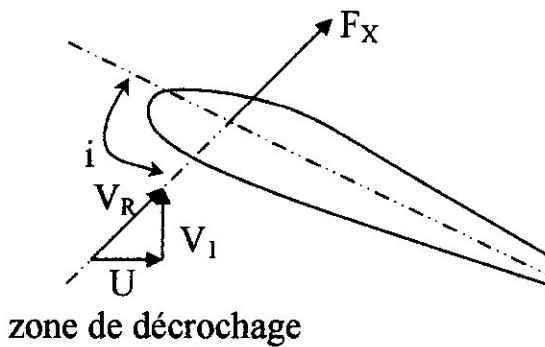


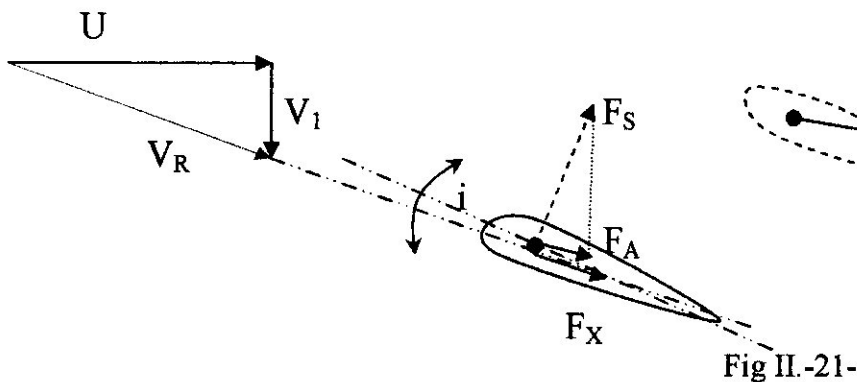
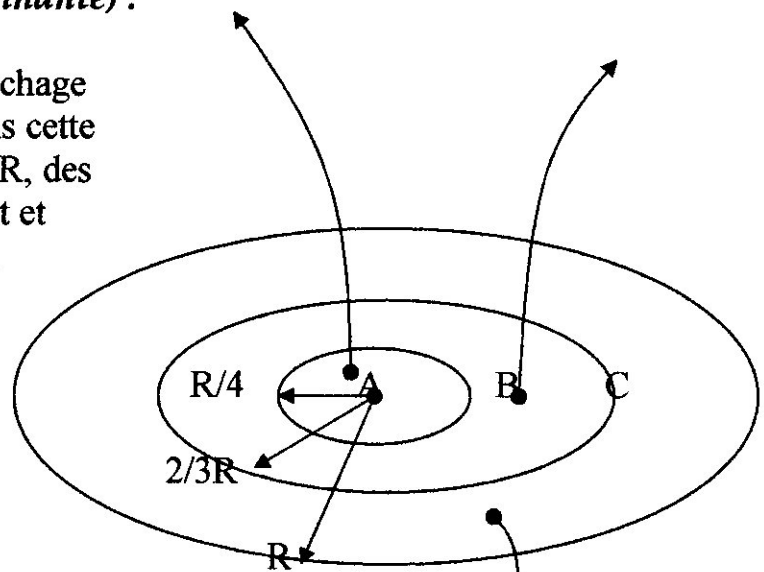
Fig II.-20-

zone A. A l'emplanture des pales où V_1 est prépondérant par rapport à U , l'incidence i est très grande. c'est la zone de décrochage. La portance est nulle. la traînée F_X est grand et l'oppose à la rotation.

Cette zone s'étend sur $1/4$ du rayon rotor R

a°) Zone autorotative (ou zone entraînante) :

Zone B. autour de la zone de décrochage s'étend une zone de forte incidence. Dans cette zone qui va de $R/4$ à $2/3 R$, la résultante R , des forces suivant V_R , est dirigée vers l'avant et entraîne les pales en rotation. C'EST LA ZONE AUTOROTATIVE.

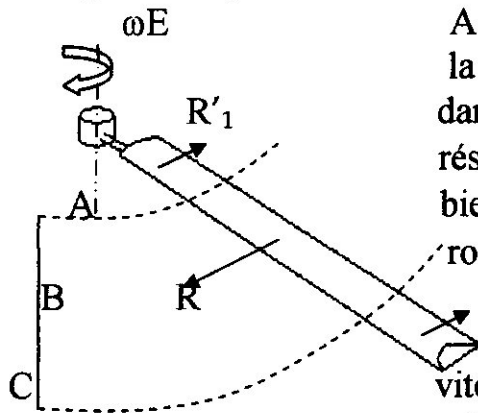


b°) Zone anti-autorotative: (ou zone entraînée)

Zone C. Enfin, dans la zone périphérique du rotor où les filets d'air s'écoulant de haut en bas, l'incidence est faible. La résultante R' des forces suivant V_R est dirigée vers l'arrière. Elle freine les pales. C'EST LA ZONE ANTI-AUTOROTATIVE.

NOTEZ, dans les zones B et C, l'existence d'une force de sustentation F_s dont la résultante constitue la portance F_N du rotor en autorotation. (Fig II.-21-).

III.7 Régime d'équilibre du rotor :



Ainsi, chaque pale du rotor est soumise dans la zone B à une force autorotative résultante R et dans les zones A et C à 2 forces anti-autorotatives résultantes R'_1 et R'_2 . La valeur de ces forces est, bien sur, fonction de la vitesse de rotation du rotor qui joue sur les termes $U = \omega R$ et V_1 de la vitesse de l'air V_R . Il existe un régime d'équilibre ωE tel que l'effet des forces autorotatives R et anti-autorotatives R'_1 et R'_2 s'annule.

Fig II.-22- le rotor tourne alors à vitesse contenue ωE .

Les constructeurs d'hélicoptères jouent sur la valeur du pas collectif et sur le vrillage des pales pour obtenir un régime ωE très proche du régime normal d'utilisation. (Fig.-22-)

III.8 Influence du pas collectif θ sur ωE :

L'incidence des pales qui détermine le régime d'autorotation est fonction, bien sur, du pas collectif θ .

θ trop grand = freinage de rotor.

θ trop petit = accélération du rotor.

Conclusion :

Il existe un pas optimal. La position " petit pas " du levier de pas collectif protège le rotor des régimes excessifs (danger de la force centrifuge).

III.9 Influence du vrillage des pales sur ωE :

Le vrillage, qui augmente l'angle de pas coté emplanture et qui le diminue coté extrémité de la pale, est un élément déterminant de la vitesse d'équilibre ωE . Si le vrillage est importante la zone autorotative augmente.

Si le vrillage est faible, c'est la zone anti-autorotative qui augmente et la vitesse diminue.

IV. L'autorotation à partir du vol de translation : (Fig II.-23-).

En autorotation à partir du vol de translation, un nouvel élément apparaît, la vitesse de translation V de l'hélicoptère. Ce nouvel élément ne modifie pas l'explication car, le phénomène reste fondamentalement le même. Seulement la vitesse du vent relatif V_R est dans ce cas la résultante :

- ☛ De la vitesse U des pales ($U = \omega R$).
- ☛ De la vitesse verticale des filets d'air V_1 .
- ☛ De la vitesse de translation V .

Dans le plan de rotation, la vitesse des pales U se compose avec la vitesse de translation V pour donner la vitesse relative U_R qui varie en fonction de l'azimut des pales :

- ☞ En A et C $U_R = U$
- ☞ En B, U_R est minimale. $U_R = U - V$
- ☞ En D, U_R est maximale. $U_R = U + V$

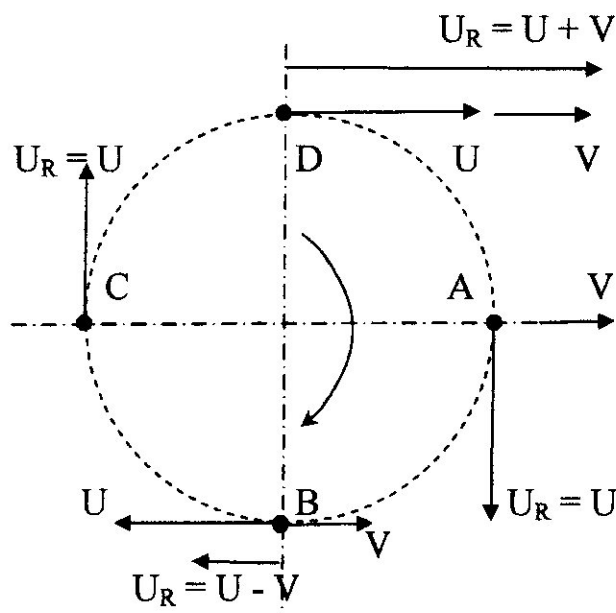


Fig II.-23-

Effet de v sur V_R , i et la zone autorotative :

Du coté de la pale avançant, U_R est plus grand que U et l'incidence des pales diminue. Donc, la zone autorotative diminue coté pale avançant.(Fig II.-24-).

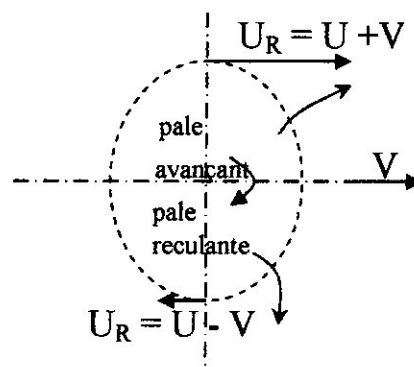


Fig II.-24-

Au contraire coté pale reculante, U_R est plus petit que U . L'incidence des pales augmente. Donc, la zone autorotative augmente cote pale reculante.

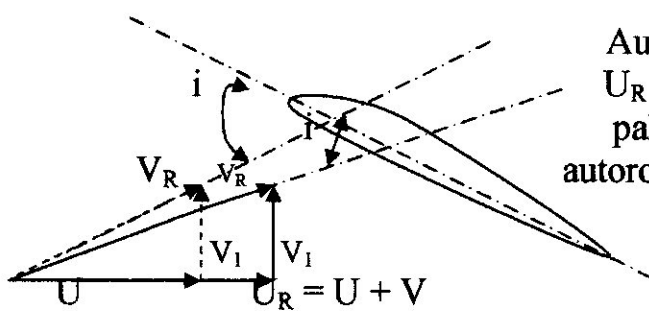


Fig II.-25-

V. L'atterrissage en autorotation :

La vitesse de descente en autorotation reste relativement importante. Mais, le pilote dispose d'un moyen pour "casser" cette vitesse et atterrir en douceur.

A quelque mètre du sol, l'appareil est mis en cabré (marche cyclique en arrière) afin de freiner la vitesse de translation. Il en résulte une augmentation brutale de l'incidence de toutes les pales ce qui accroît pendant un temps très court la vitesse de rotation du rotor donc la portance F_N .

L'appareil est freiné puis atterrit alors que la portance diminue.

Juste avant l'atterrissage (à 3 ou 4 m du sol) le pilot peut, par un accroissement du pas collectif, augmenter encore la portance (mais au détriment de la vitesse du rotor).

(Fig II.26).

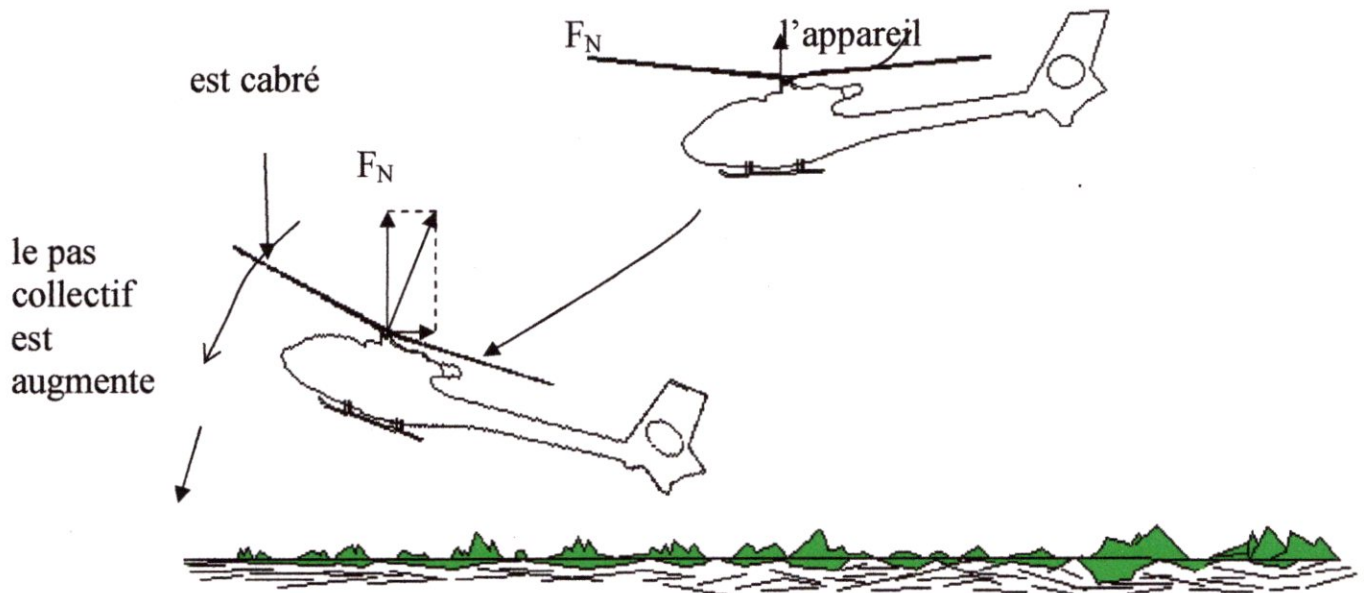


Fig II.-26-

VI. La limitation de vitesse du rotor :

Vitesse de rotation du rotor et vitesse de translation de l'hélicoptère ne doivent pas

dépasser certaines limites à partir desquelles se développent sur les pales des perturbations d'ordre aérodynamique entraînant : décrochage, vibration et contraintes mécanique élevées.

VI.1 La zone de flux inversé :

En vol translation, sur la pale reculante la vitesse de translation V se retranche de la vitesse de la pale U . La vitesse relative résultante U_R diminue. Tellement bien que dans la zone d'emplanture la pale va 'tourner le dos' au vent relatif. Regardez la figure. La pale est prise dans l'azimut B , position la plus défavorable puisque U et V sont directement opposées. En 0 (centre rotor) : $U_R = V$. en 1 où $U = v$, $U_R = 0$. Entre 0 et 1 la vitesse relative U_R est opposée au sens de rotation de la pale. Le flux d'air est inversé et attaque la pale coté bord de fuite. (Fig II.-27-)

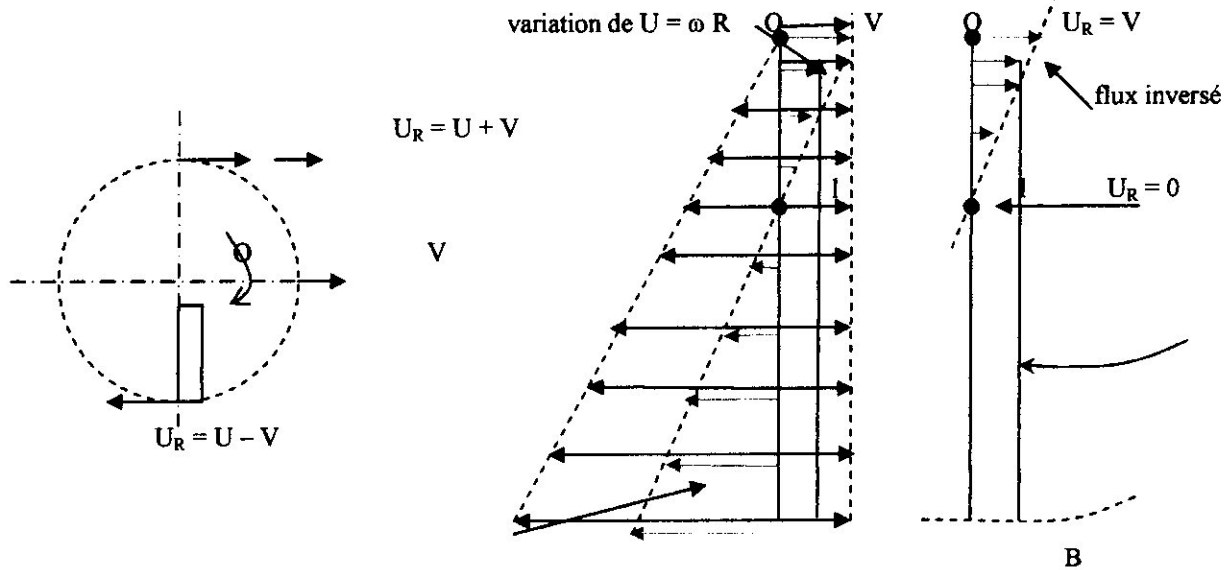


Fig II.-27-

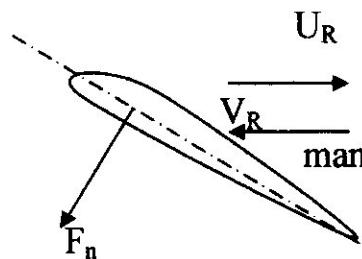


Fig II.-28-

L'inversion du flux d'air provoque des turbulences et crée une portance NEGATIVE. On doit donc déterminer les vitesse U et V de manière à réduire le plus possible l'influence du flux inversé. (Fig II.-28-).

La zone de flux inversé (amusez vous à la construire à partir des explications ci-dessus) est délimitée par un cercle tangent au centre o du rotor et situé coté pale reculante. Le diamètre 0 l de la zone de flux inversé est inversement proportionnel à la différence U. v vous comprenez que, sous peine d'avoir une rapide dégradation des performances, la vitesse de translation v de l'hélicoptère est limitée. (Fig II.-29-).

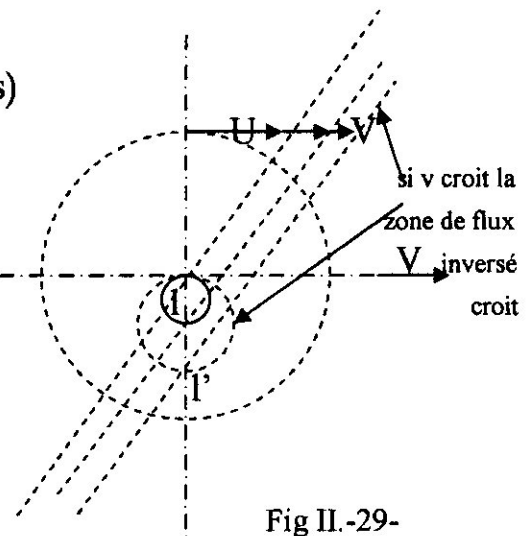


Fig II.-29-

VI.2 Autres zones de limitations :

La pale reculante (la pauvre) est d'autre part le siège de zones de décrochage :

Enfin, la vitesse U des pales ne doit pas approcher de la vitesse de son (Mach = 1) car, à partir de Mach 0,8 apparaissent, dans l'écoulement de l'air, des phénomènes de compressibilité entraînant le décollement de la couche limite donc : perte de portance, vibration....etc... la, c'est la pale avançant qui est en cause où les vitesse U et V s'ajoutent.

Retenez que pour cette raison la vitesse U des pales est limitée aux environs de 270 m/s. (Fig II.-30-).

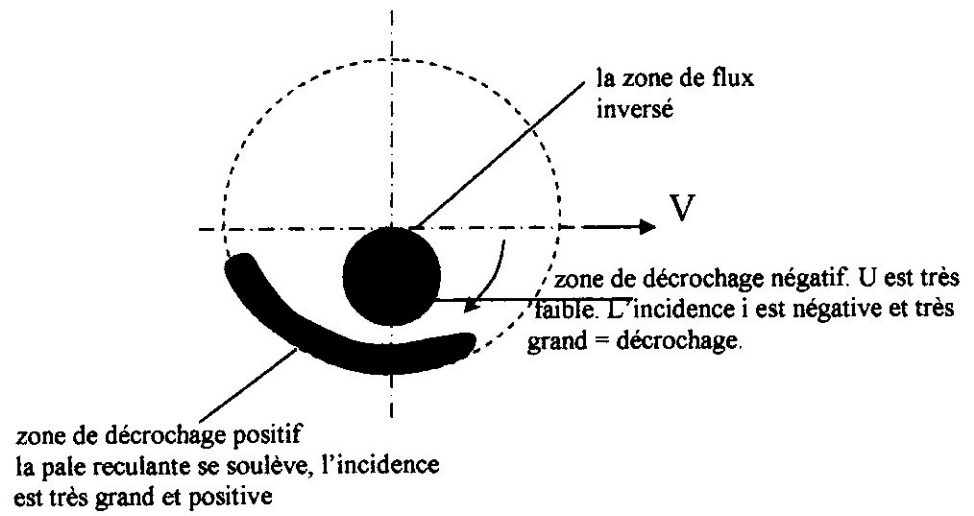


Fig II.-30-

Chapitre III

Mécanique du rotor et commande de vol

Le Rotor Principale

Mécanique du rotor :**Généralité :**

Le rotor est le constituant principal de l'hélicoptère, car c'est lui en assure la sustentation et est à l'origine de sa translation. Le rotor comprend essentiellement :

- ☞ un mât sur lequel sont fixés un moyeu et des pales ; sur un hélicoptère mécanique, ce mât reçoit en outre la puissance motrice, généralement transmise par l'intermédiaire d'un réducteur.
- ☞ un moyeu assurant la liaison entre les pales et le mât qui les entraîne en rotation.
- ☞ un certain nombre de pale qui, une fois mises en rotation, créent une force aérodynamique dont l'orientation détermine une force sustentatrice et une force propulsive.

Le montage des pales sur le moyeu se fait par l'intermédiaire d'articulations multiple, sont réelles (matérialisées par un axe) soit fictives (matérialisées par une zone de souplesse). Permettent à chaque pale de ce déplacer :

- ⊕ dans un plan vertical (articulation de battement).
- ⊕ dans le plan de rotation (articulation de traînée).
- ⊕ autour de son axe longitudinal (articulation de pas). (Fig.III -1-).

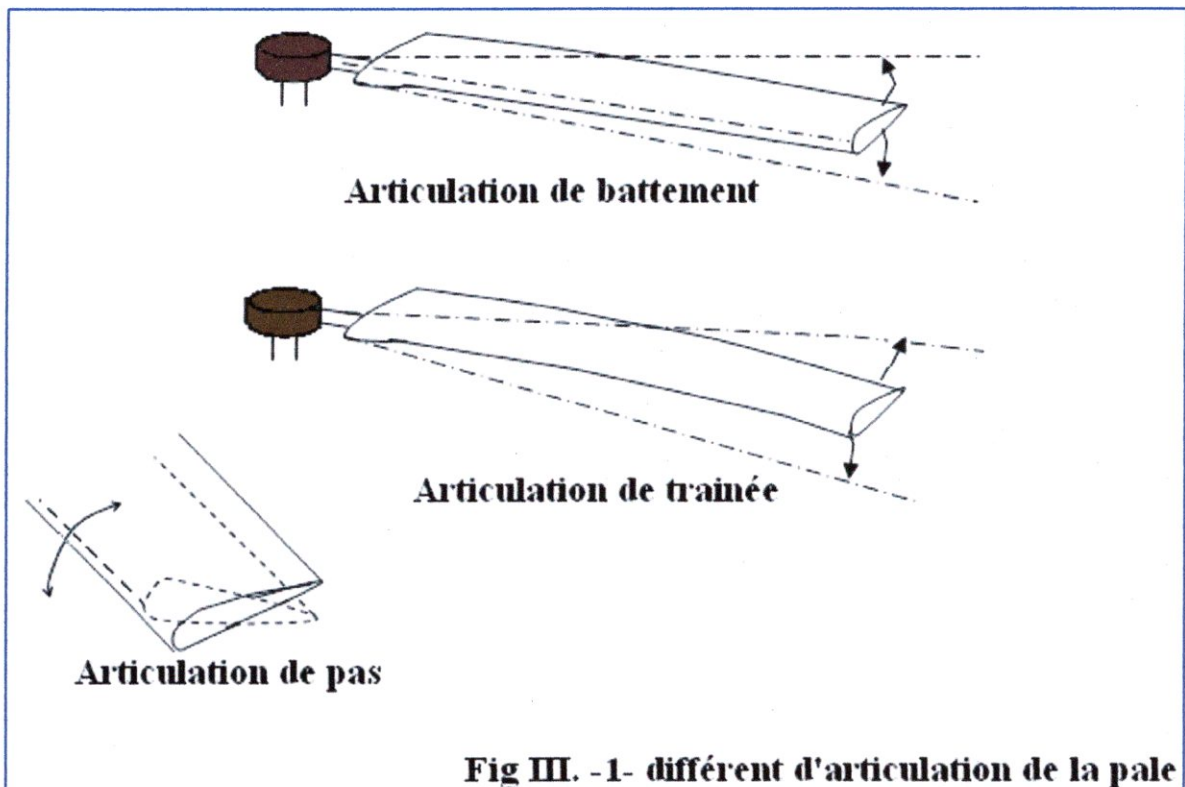
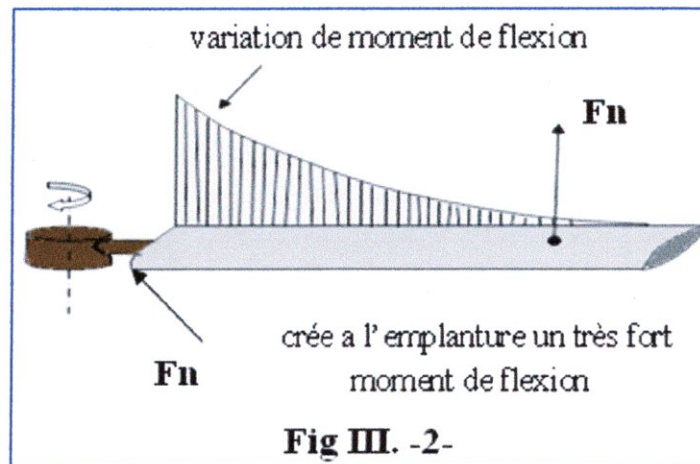


Fig III. -1- différent d'articulation de la pale

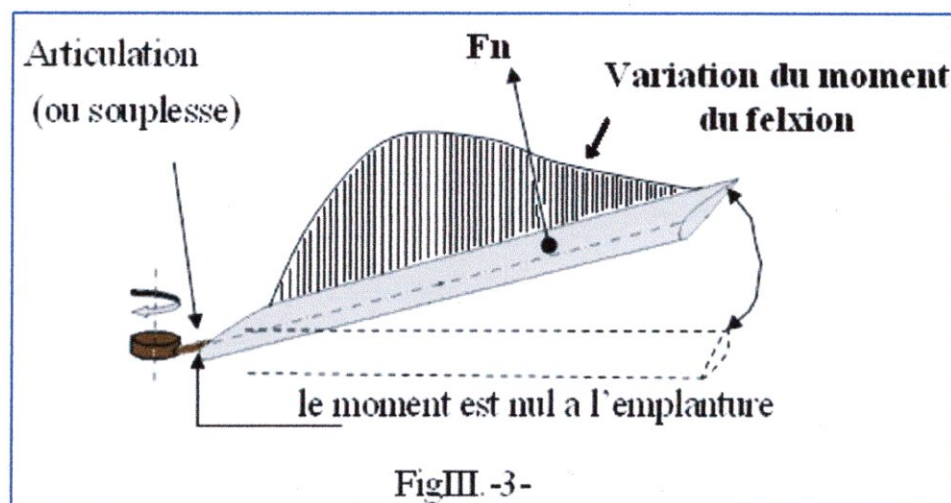
Analyse des mouvements des pales :

I. L'articulation de battements :

La portance F_n sollicitant la pale vers le haut crée un moment de flexion dont la valeur est maximale et très importante au pied de pale. On comprend que ce moment de flexion engendre des contraintes très élevées au niveau du point de flexion de la pale et que pour les supporter il faudrait dimensionner d'une manière prohibitive les pieds de pale.



Pour annuler le moment de flexion à l'emplanture (c'est-à-dire pour réduire les contraintes) la pale est articulée dans le plan vertical. Notons que l'articulation peut être réelle (axe d'articulation) ou fictive souplesse : interposition entre pale et moyeu d'un matériau à très grande souplesse.
exp : (fibre de verre résine).



On voit qu'une telle articulation qui permet à la pale de se déplacer vers le haut (on dit : Battre) supprime le moment de flexion à l'attache de pale en lui substituant un mouvement.

Nous verrons plus loin que le battement vertical de la pale joue un rôle aérodynamique très important. En fait sans articulation de battement l'hélicoptère ne peut pas voler.

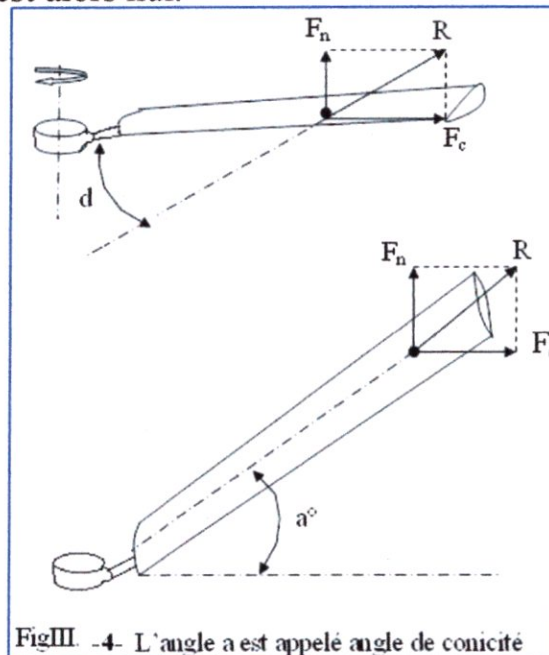
II. Equilibre de la pale :

La pale libre de battre vers le haut se soulève sous l'action de R (résultante de F_n et de F_c).

(pour simplifier l'explication centre de gravité et centre de poussée sont supposés confondus).

moment de R : $d \cdot R > 0$ la pale monte.

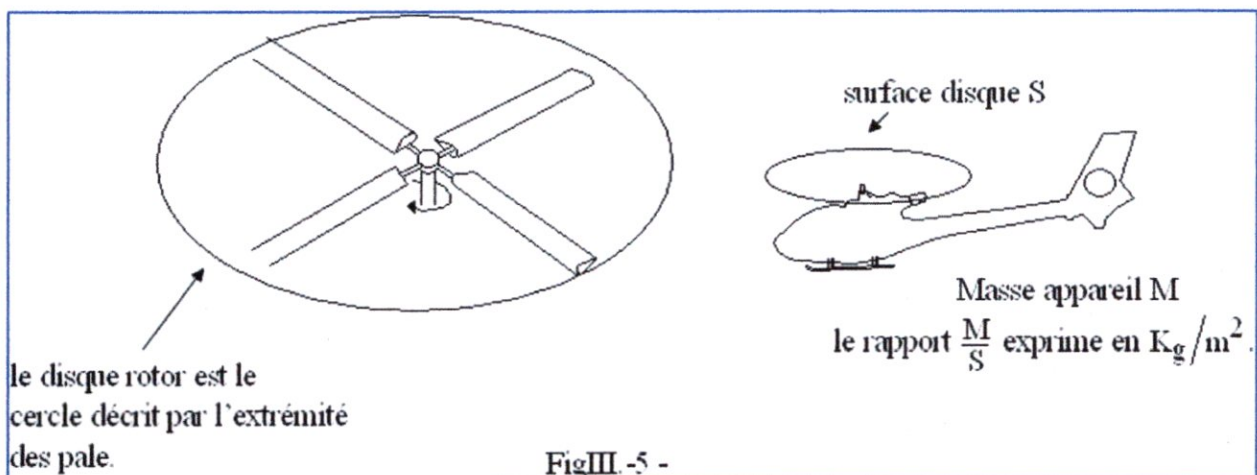
Le mouvement s'arrête lorsque la pale est alignée avec R dont le moment par rapport à l'axe d'articulation est alors nul.



III. Le rotor :

Définition : la plénitude (ou solidité) θ est le rapport surface des pales (s) sur surface disque (S) :

$$\theta = \frac{s}{S}$$



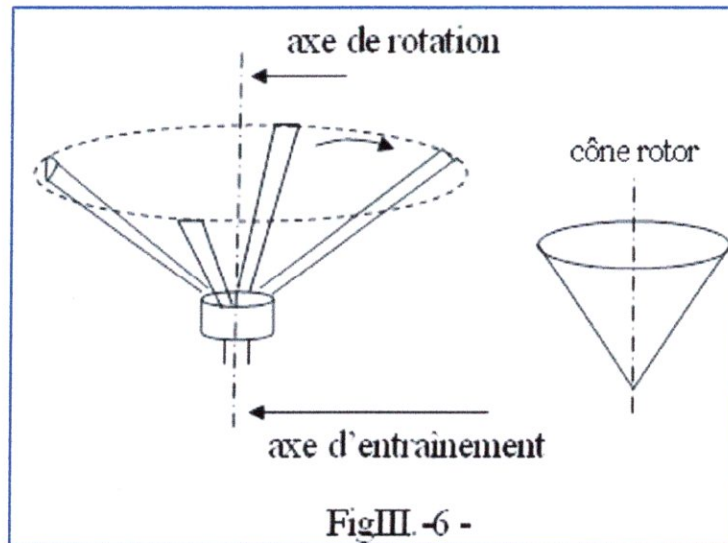
FigIII -5 -

III.1 LE CONE ROTOR :

- ⊕ les pales soumise à la portance et à la force centrifuge décrivent un cône très ouvert : le cône rotor.
- ⊕ L'axe du cône s'appelle : L'axe virtuel de rotation. En vol stationnaire (et vent nul)

l'axe virtuel de rotation est confondu avec l'axe d'entraînement (arbre rotor).

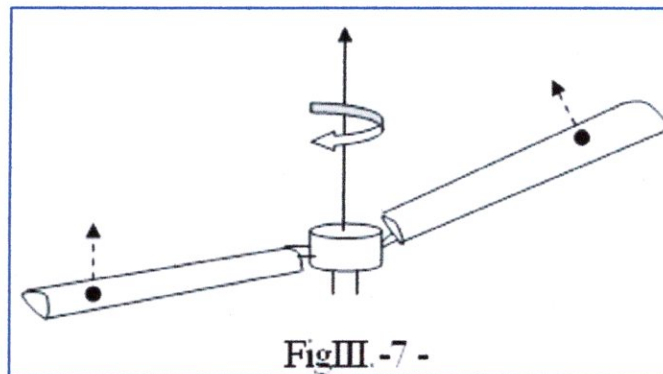
Nous verrons que toute variation cyclique de la portance des pales entraîne un basculement du cône rotor.



FigIII.-6 -

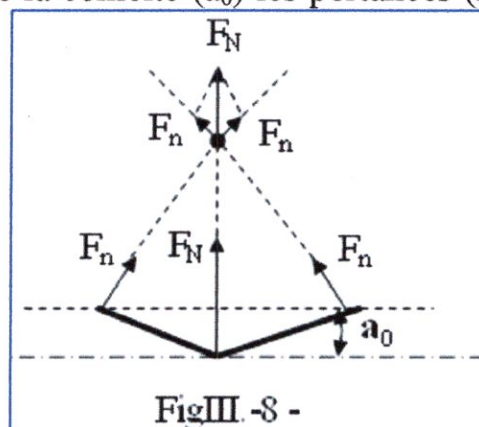
III.2 La portance Générale du rotor (F_N) :

La portance générale du rotor (F_N) est la résultante des portances (F_n) des pales.



FigIII.-7 -

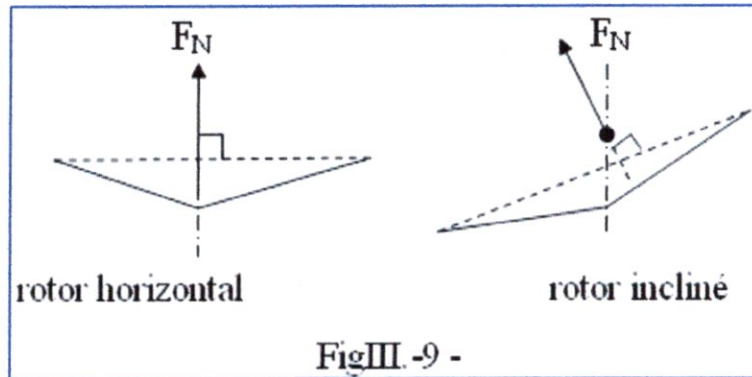
Composition des portances des pales (F_n) (par déplacement des forces sur leur droite d'action). Du fait de la conicité (a_0) les portances (F_n) des pales ne sont pas parallèles.



FigIII.-8 -

III.3 Direction de la portance du rotor :

La portance (F_N) est toujours perpendiculaire au plan de rotation du rotor.



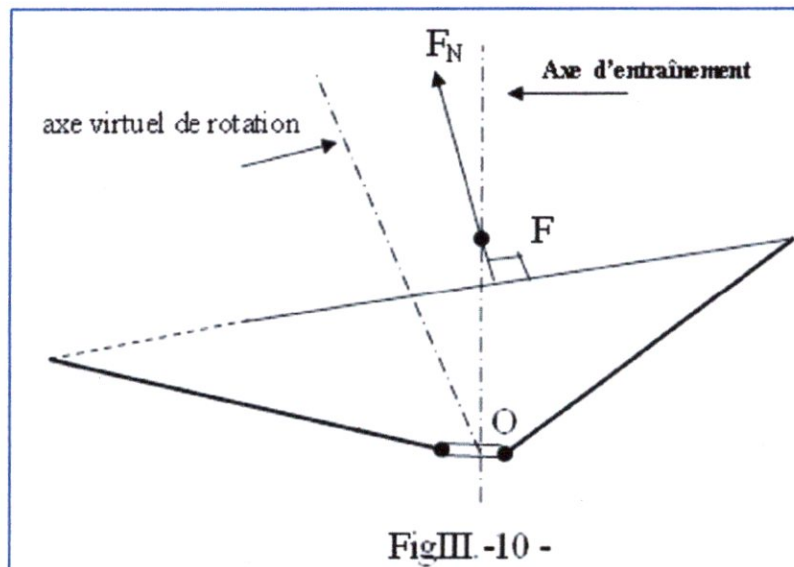
FigIII.-9 -

III.4 Point d'application de la portance du rotor :

La portance (F_N) est appliquée en un point virtuel F, appelé FOYER situé au dessus du centre de rotation est perpendiculaire à l'axe d'entraînement F_N est confondue avec cet axe. Si le plan de rotation est incliné, F_N coupe l'axe d'entraînement.

Le foyer F est situé au point d'intersection.

Pour simplifier l'illustration nous supposons dans tout ce qui suit que F et O sont confondus.



FigIII.-10 -

III.5 Variation de F_N en intensité :

- F_N , résultante des portances de pale (F_n) varie comme ces portances, c'est-à-dire en fonction des termes de l'expression :

$$F_n = 1/2 \rho \times V_R^2 \times S \times C_z$$

- Il est intéressant de considérer (comme nous l'avons déjà fait) les termes variables et les termes constants :

Les termes variables sont :

- ✓ L'angle d'incidence (i) (partie de C_z)
- ✓ La masse volumique de l'air (ρ)
- ✓ La vitesse relative de l'air (V_R).

Les termes constants sont :

- ✓ La surface de la pale (S)
- ✓ Le profil et l'état de surface (partie de C_z).

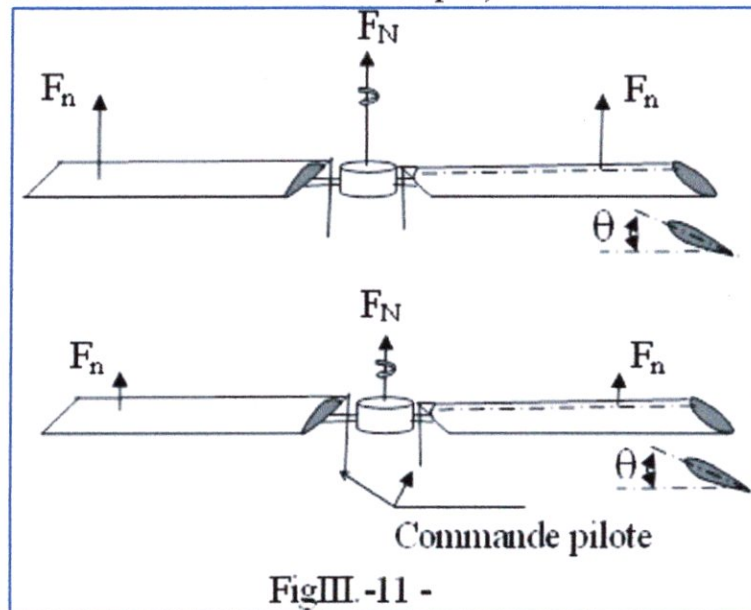
Seuls les termes variables ayant une influence sur l'intensité de F_N nous intéressent.

Soit i , V_R , etc.

a°) Influence de l'angle d'incidence :

F_N varie en fonction de l'angle d'incidence (donc en fonction de l'angle de pas θ).

Le pilote peut à l'aide d'une commande faire varier simultanément l'angle de pas de chaque pale (c'est la variation collective du pas).



b°) Influence de la vitesse relative de l'air (V_R) et de la masse volumique de l'air (ρ) :

Retenez que :

✓ F_N est proportionnelle à V_R^2 qui, le rotor tournant à vitesse constante, ne dépend que de la vitesse de translation.

Conséquence : F_N croît légèrement avec la vitesse de translation.

Vous verrez plus loin que la diminution de la vitesse induite (V_F) due à la vitesse de translation augmente encore, et d'une manière plus sensible, la valeur de F_N , pour un angle de pas donné.

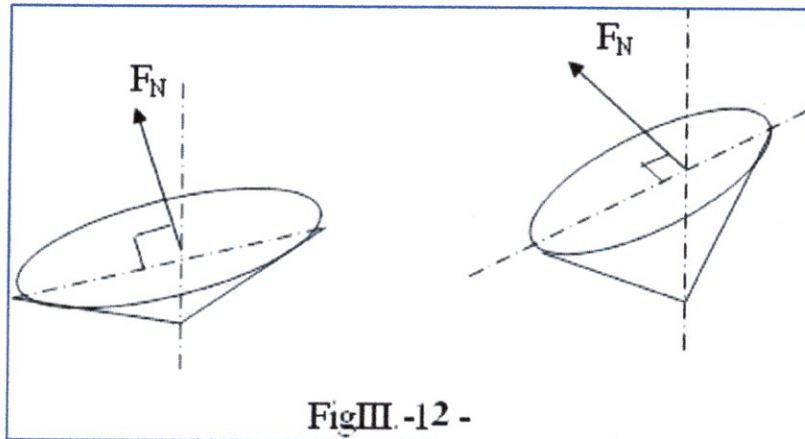
✓ Comme ρ , F_N diminue lorsque l'altitude ou la température augmentent. Pour conserver une portance constant, quand l'altitude ou la température croissent, le pilote doit augmenter l'angle de pas des pales (θ).

III.6 Variation de F_N en direction :

Pour que F_N varie en direction il faut, puisque F_N est toujours perpendiculaire au plan rotor, incliner plus ou moins ce plan rotor.

L'inclinaison du plan rotor modifie la direction de F_N .

Nous verrons que dans tout les cas l'inclinaison du plan rotor est provoquée par une dissymétrie de portance des pales en fonction de leur azimut.



FigIII.-12 -

La dissymétrie de portance peut être naturelle ou commandée.

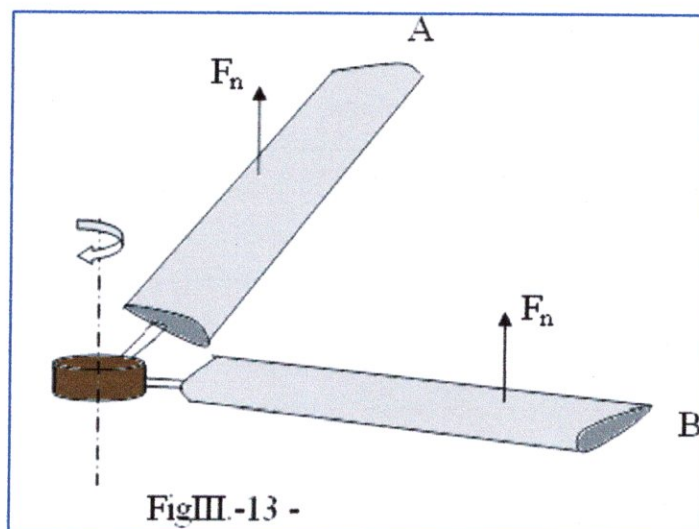
- La dissymétrie naturelle est due aux variations de vitesse du vent relatif (V_R).

cette dissymétrie, pour le moins gênante, est compensée automatiquement par le battement vertical des pales.

- La dissymétrie commandée (par le pilote) permet de contrôler l'inclinaison du

plan rotor. Le pilote à l'aide d'une commande peut faire varier l'angle de pas (donc la portance) des pales en fonction de leur azimut. C'est la variation cyclique du pas nous vous expliquerons en détail.

Si la pale passant de l'azimut A à l'azimut B, la portance (F_n) varie, on dit qu'il y a dissymétrie de portance.



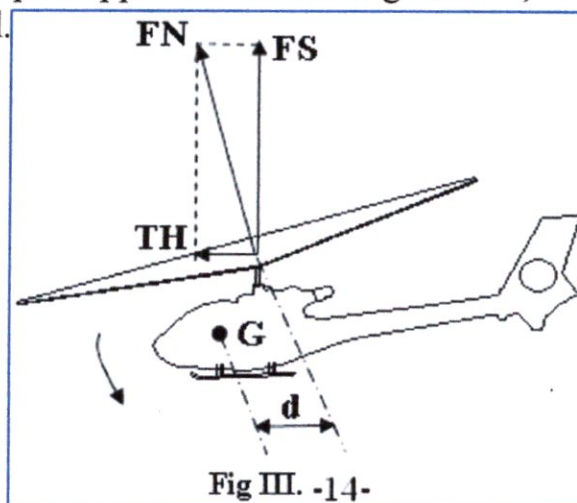
FigIII.-13 -

III.7 L'inclinaison du plan rotor et l'analyse sommaire des effets de F_N :

L'inclinaison du plan rotor entraîne l'inclinaison de F_N (qui lui reste perpendiculaire).

F_N peut alors être décomposée en 1 force vertical de sustentation (F_S) qui porte l'appareil et en 1 force horizontale (T_H) qui assure la translation.

Remarque que F_N crée, par rapport au centre de gravité G , un moment $d \times F_N$ qui tend à incliner l'appareil.



Ici le moment de F_N va incliner l'hélicoptère vers l'avant. L'inclinaison de l'appareil s'arrête lorsque la droite d'action de F_N passe par G . Retenez que l'assiette de l'appareil suit pratiquement le plan rotor.

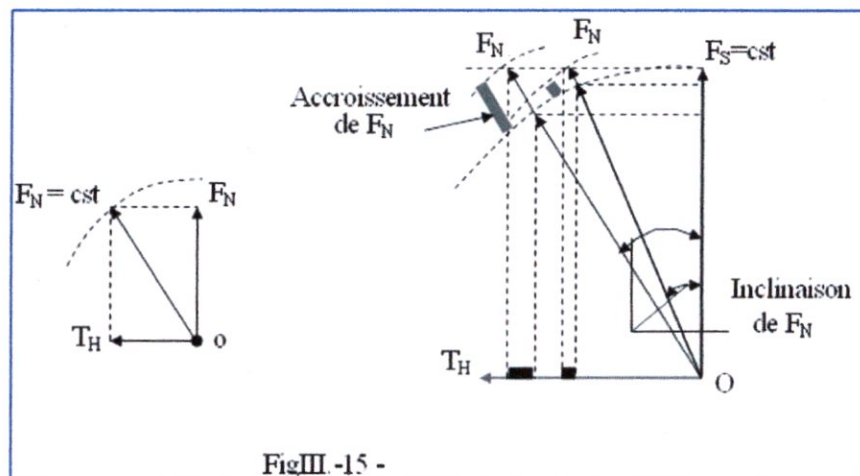
$F_S < F_N$ il y a diminution de la sustentation lorsque le rotor est incliné.

Observez ce diagramme. A portance F_N constante, toute inclinaison du plan rotor se traduit par une diminution de la force vertical de sustentation. (Cette force est maximale lorsque le rotor est horizontal où $F_S = F_N$). Donc un départ en translation entraîne une diminution de sustentation, c'est-à-dire une perte d'altitude.

Pour conserver, malgré l'inclinaison de F_N , une sustentation constante, il faut augmenter la valeur de F_N et ce d'autant plus que F_N est inclinée.

L'augmentation de la portance du rotor est obtenue par accroissement de l'angle de pas des pales.

Notez qu'une fois en translation, la portance F_N augmente sous l'effet de la vitesse de translation et que le pilote peut alors réduire le pas s'il veut conserver une altitude constante.



III.8 La Dissymétrie latérale de portance :

Nous allons voir qu'un rotor non articulé en battement est le siège, en vol de translation, d'une dissymétrie latérale de la portance qui le rend pratiquement IMPILOTABLE et qui crée, par ailleurs, à l'emplanture des pales des contraintes ALTERNEES très importantes incompatibles avec une bonne tenue des matériaux.

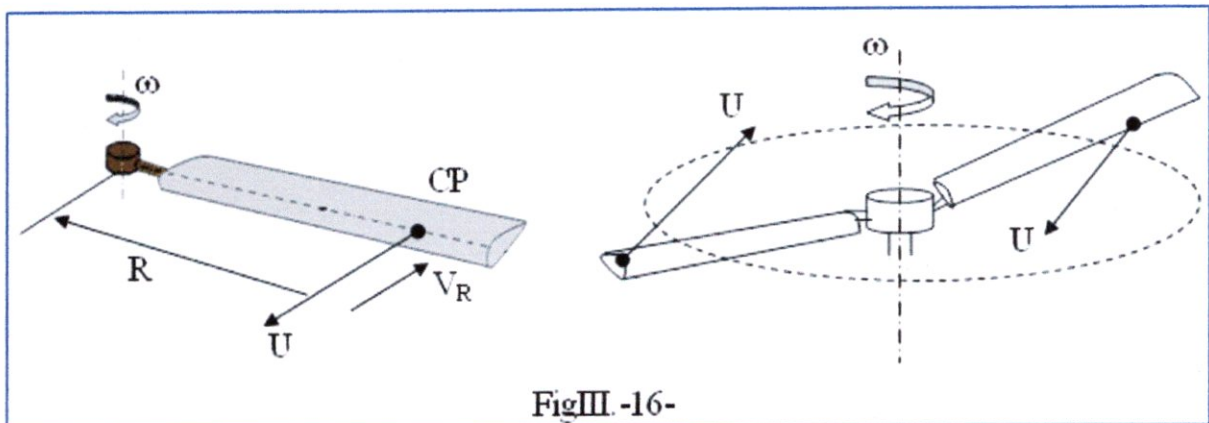
III.8.1 En vol stationnaire $V_R = \text{constante}$:

Sur un rotor en vol stationnaire la vitesse tangentielle U d'une pale est constante quelle que soit l'orientation de la pale. Au droit du centre de poussée (CP) de la pale cette vitesse est : $U = \omega R$.

R : étant le rayon de la trajectoire décrite par le centre de poussée.

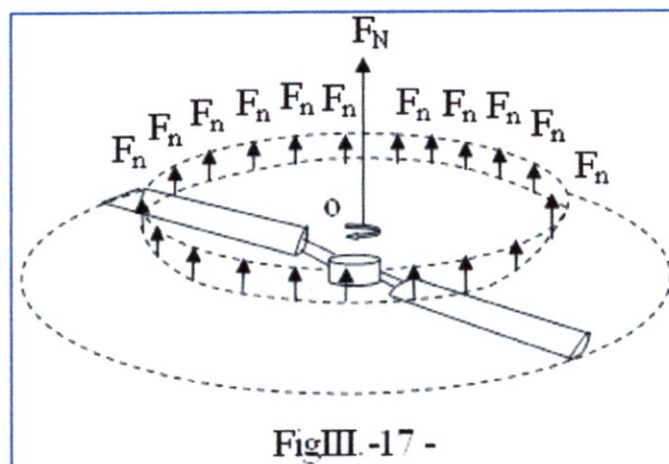
ω : Vitesse angulaire du rotor est constante.

La vitesse de l'air par rapport à la pale V_R est, bien sur, égale et opposée à la vitesse U de la pale. Donc $V_R = \text{constant}$.



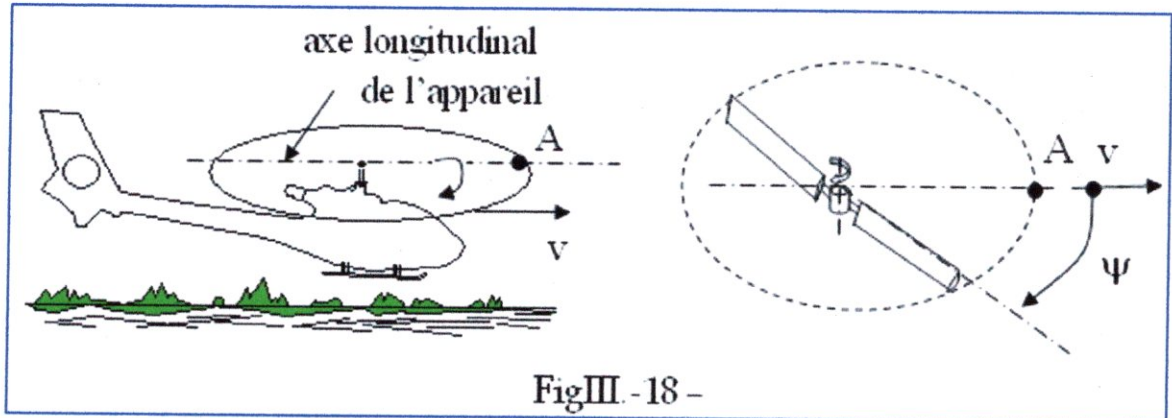
FigIII.-16-

Puisque $V_R = \text{constante}$, on comprend très bien que, pour un angle de pas donné, la portance F_n d'une pale est elle aussi constante quelle que soit la position (azimut) de cette pale. Les portances F_n des différentes pales sont symétrique et leur résultante F_N (portance du rotor) est appliquée au centre de rotation O .



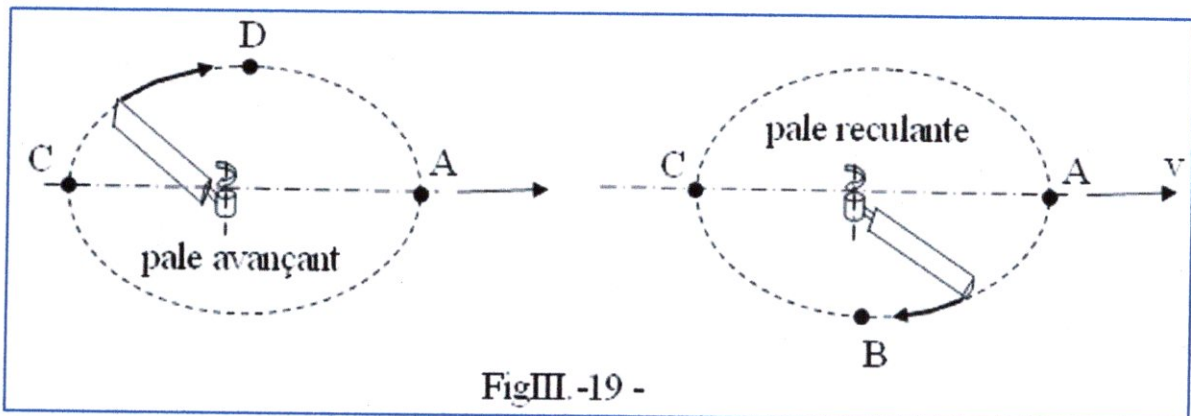
FigIII.-17-

pour étudier les phénomènes aérodynamiques cycliques (c'est-à-dire les phénomènes qui se répètent régulièrement à chaque tour du rotor) il est intéressant de définir la position de la pale par rapport à une origine. L'angle ψ nous servira à définir cette position (on dit aussi l'AZIMUT de la pale). angle ψ = azimut de la pale



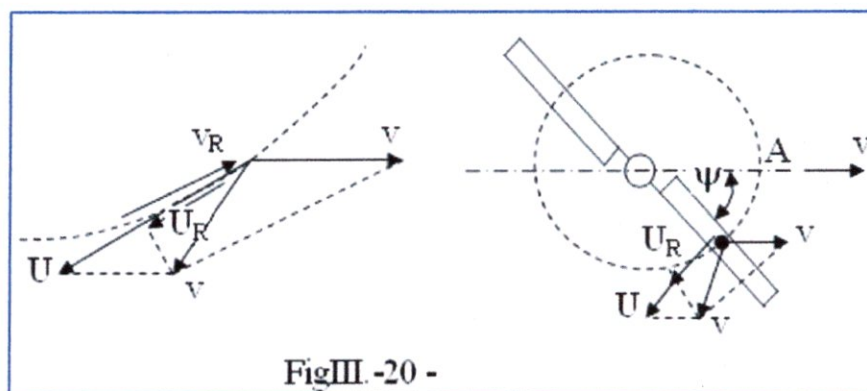
III.8.2 En vol de translation :

De A à C, la pale recule par rapport au mouvement de translation : on dit que de A à C, la pale est reculante.



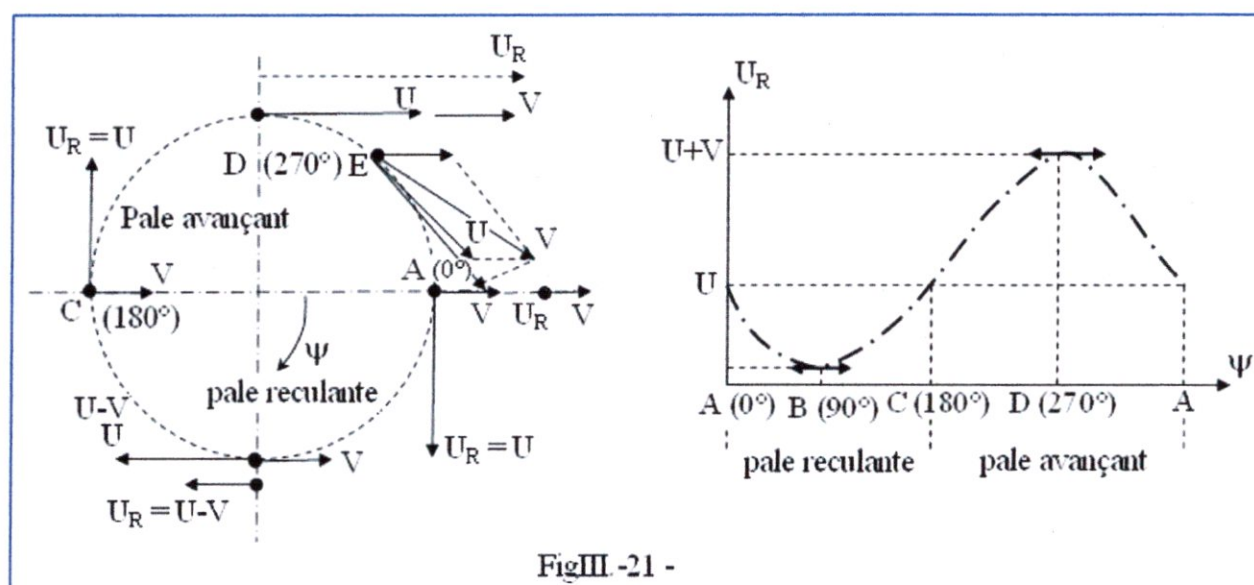
De C à A, la pale avance par rapport au mouvement de translation : on dit que de C à A, la pale est avançant.

Ainsi que En vol de translation, la vitesse tangentielle U de la pale se compose avec la vitesse de translation V . La vitesse résultante V admet une composante tangentielle U_R qui est la vitesse tangentielle relative de la pale par rapport à l'air. La vitesse relative de l'air V_R lui est, bien sur, égale et opposée. Vous allez voir que U_R varie en fonction de ψ (azimut de la pale).



FigIII.-20 -

a°) Variation de la vitesse relative V_R de la pale sur un rotor en translation :



FigIII.-21 -

Si nous analysons, en composant U et V, la variation de U_R nous constatons :

- en A, U et V sont perpendiculaires donc : $U_R = U$
- en B (la pale a tourné de 90°), les vitesses U et v sont opposées : $U_R = U - v$
- en C (la pale a tourné de 180°), les vitesses U et v sont perpendiculaires donc : $U_R = U$
- en D (la pale a tourné de 270°), les vitesses U et v sont alignées et de même sens donc : $U_R = U + v$
- en E (point quelconque pris entre D et A) : $U < U_R < U + v$ donc de D à A la vitesse décroît.

On pourrait, point par point effectuer la composition des vitesses. Mais les 5 points analysés sont suffisants pour que vous compreniez :

- que U_R passe par une valeur maximale en D (pale avançante)
- que U_R passe par une valeur minimale en B (pale reculante)
- que de D à B, U_R décroît
- que de B à D, U_R croît
- que U_R prend une valeur moyenne U en A et B.

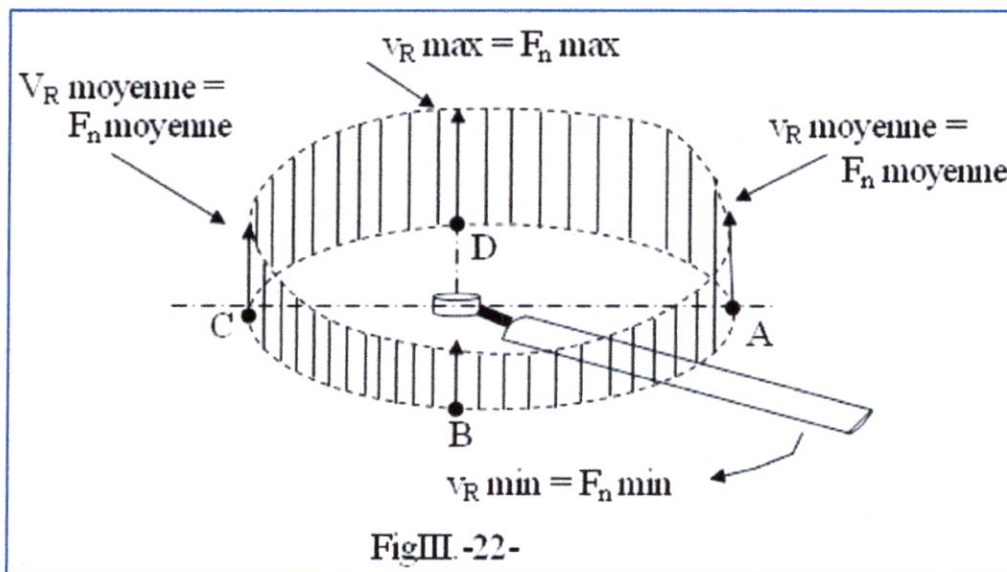
Ces résultats peuvent être illustrés par un diagramme qui montre la variation continue de U_R en fonction de ψ .

b°) Variation De vitesse relative & variation cyclique de la portance des pales :

Nous allons examiner les effets de cette variation de portance sur un rotor non articulé

en battement ce qui vous permettra, un peu plus loin, de comprendre l'impérative nécessité des articulations de battement. Rappelons qu'une pale qui n'est pas articulée en battement ne peut pas se déplacer (batter) vers le haut sous l'action des forces qui la sollicitent. Elle constitue avec le moyeu rotor un système rigide et lui transmet les efforts dont elle est le siège.

Conséquence de la variation de la vitesse relative $V_R F_n = 1/2 \times \rho \times V_R^2 \times S \times C_z$
Une variation de V_R entraîne une variation F_n



Accompagnons l'une des pales d'un rotor en translation à la vitesse v , alors qu'elle effectue un tour complet :

- en B où la vitesse V_R est minimale ($V_R = U - v$) la portance F_n est minimale.
- de B à D, F_n croît. Elle est maxi en D où V_R est maxi ($V_R = U + v$)
- de D à B, F_n décroît. En C et A, la valeur de F_n est moyenne.

On constate que F_n varie régulièrement et qu'à chaque tour elle reprend la même valeur pour un même azimut. On dit que la variation de F_n est cyclique.

1^{ère} conséquence de la variation de portance des pales sur un rotor non articulé en battement.

La variation de la portance F_n crée une dissymétrie et ce notamment aux azimuts B (où F_n est mini) et D (où F_n est maxi). On comprend que dans ces conditions, la résultante F_N (portance du rotor) n'est plus appliquée au centre de rotation o, mais en F (coté pale avançant).

LE MOMENT DE F_N PAR RAPPORT A (O) crée un mouvement de roulis : basculement latéral du rotor et del'appareil.

$$F_n R \times F_B = F_n A \times F_D$$

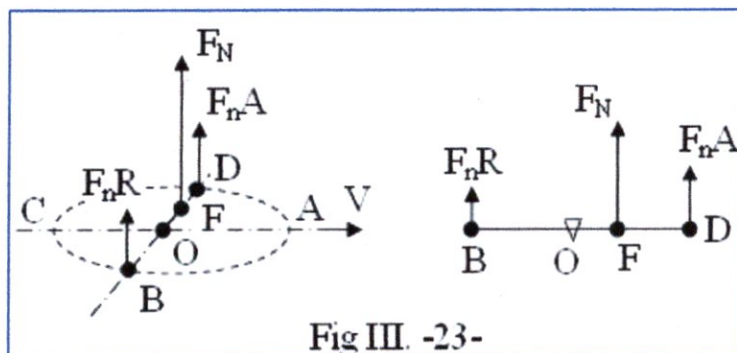


Fig III. -23-

La dissymétrie latérale de portance crée un mouvement de roulis qui rend impossible le pilotage d'un hélicoptère équipé d'un rotor non articulé en battement

Notez que le mouvement de roulis augmente avec la vitesse de translation (V).

En effet, la dissymétrie des vitesses relatives (donc la dissymétrie de portance)

augmente avec la vitesse de translation.

2^{ème} conséquence de la variation de portance des pales sur un rotor non articulé en battement.

L'absence d'articulation de battement crée (nous en avons déjà parlé) un moment de flexion très important au niveau de l'emplanture des pales. Les choses s'aggravent quand en vol de translation, la portance des pales varie à chaque tour. Suivons une pale au cours de sa rotation. En D, où la portance F_n est maximale, le moment de flexion est maximal. En B, où la portance est minimale, le moment de flexion est minimal. Cela veut dire, qu'à chaque tour, les contraintes mécaniques, au niveau de l'emplanture des pales, vont varier (comme la portance F_n de la pale) passant d'un maximum à un minimum puis à un maximum.

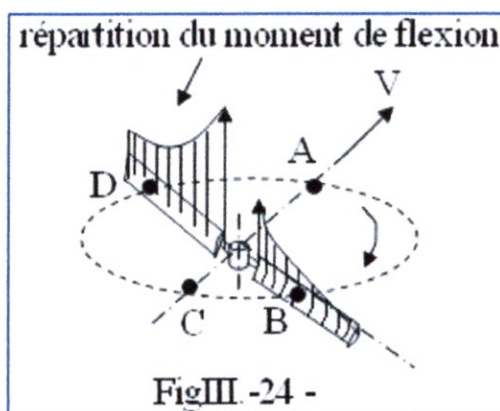


Fig III. -24 -

Ces contraires qui s'inversent par rapport à une valeur moyenne sont dites : ALTERNEES. *Or, qui dit contraintes alternées dit fatigue des matériaux et qui dit fatigue dit risque de rupture.*

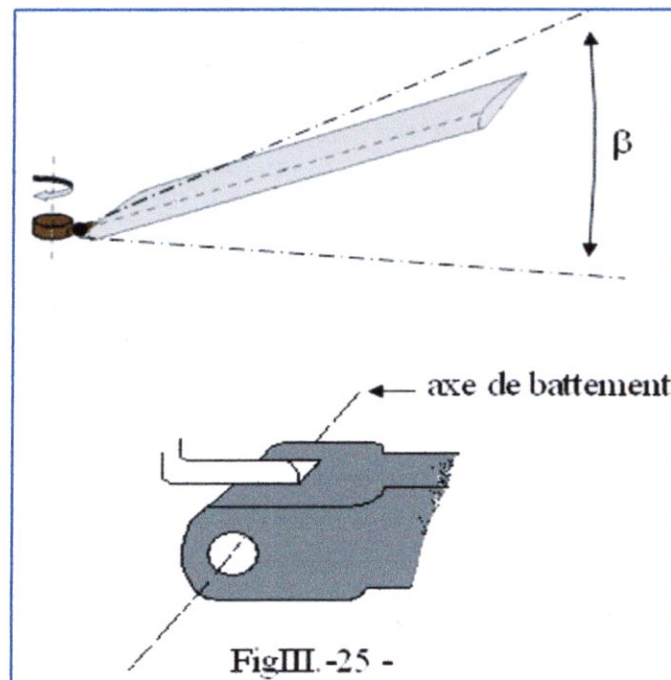
IV. L'effet gyroscopique :

On a dit que l'articulation de battement permet à la pale de BATTRE verticalement c'est-à-dire de monter ou de descendre sous l'action de la résultante des forces de portance et centrifuge avec laquelle elle s'aligne.

De même nous avons vu que l'articulation de battement annulait le moment de flexion à l'emplanture de la pale.

Avant d'aborder l'étude de battement on l'on parle du gyroscope, est un corps tournant dont l'axe de rotation est libre de se déplacer dans toutes les direction, il n'obéit pas, lorsque l'on veut modifier la direction de son axe.

De même les pales d'un rotor, lorsqu'elles sont sollicitées par une cause (variation de vitesse ou d'incidence) tendant à modifier leur portance, se comportent comme un gyroscope.

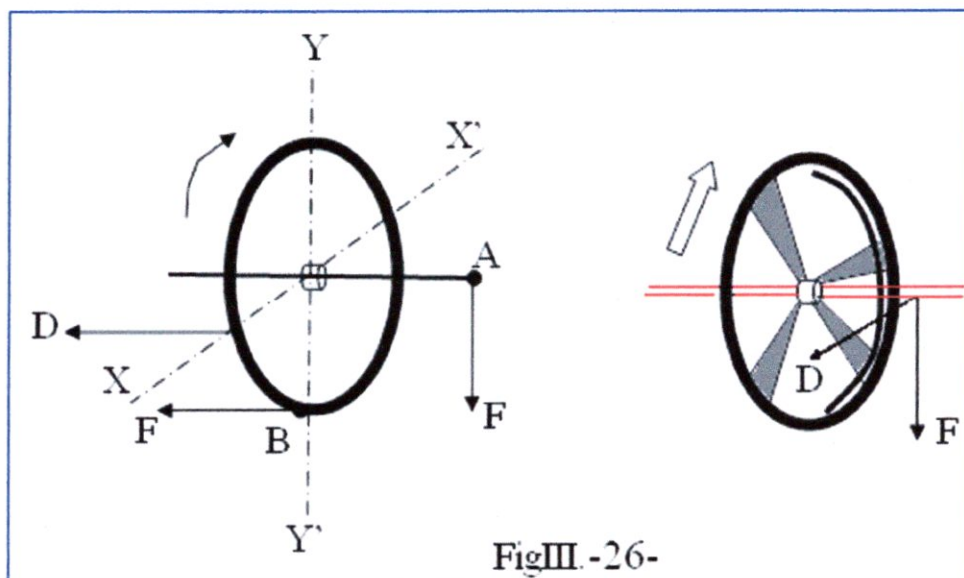


La roue de bicyclette, par exemple (il faut bien sur qu'elle tourne) :

- Si l'on essaye d'incliner son axe suivant la force F , on sent une résistance dans cette direction. La roue n'obéit pas. Par contre elle réagit immédiatement, entraînant les mains qui tiennent l'axe, suivant une direction D perpendiculaire à la direction de la force F .

Tout se passe comme si la force F avait été appliquée suivant D .

Le déplacement de l'axe suivant la direction D , s'appelle la précession. Le phénomène décalant l'effet (déplacement de l'axe) de sa cause (force appliquée à l'axe) est où aux forces d'inertie gyroscopique.



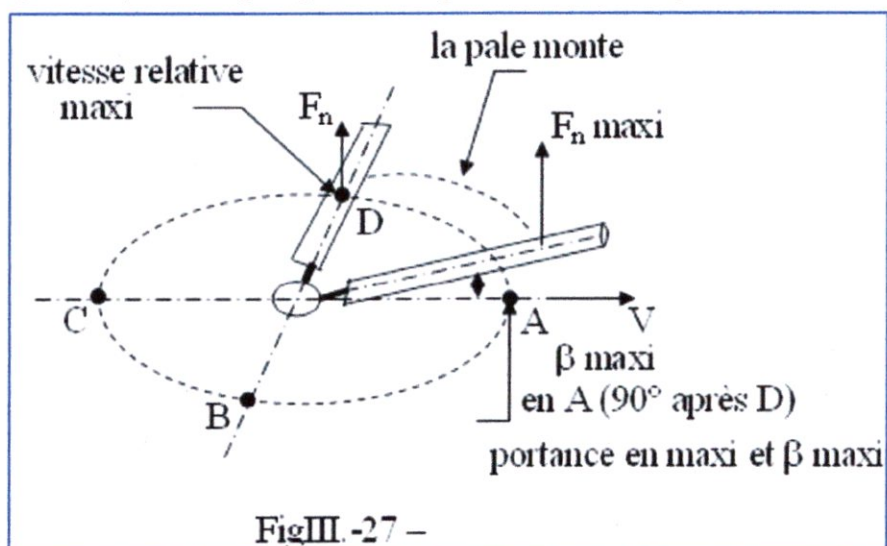
FigIII.-26-

Examinons ce phénomène :

- F est l'action qui tend à incliner la roue autour de l'axe horizontal $x x'$. F peut être appliquée en A ou en B (c'est la même chose).
- D est la réaction de la roue qui va tourner autour de l'axe vertical $Y Y'$ et non autour de l'axe $x x'$ comme le voulait la force F.
- Les deux axes ($x x'$ $Y Y'$) sont perpendiculaires. Donc, la réaction (l'effet) se produit (et se produit toujours) 90° après l'action (la cause).

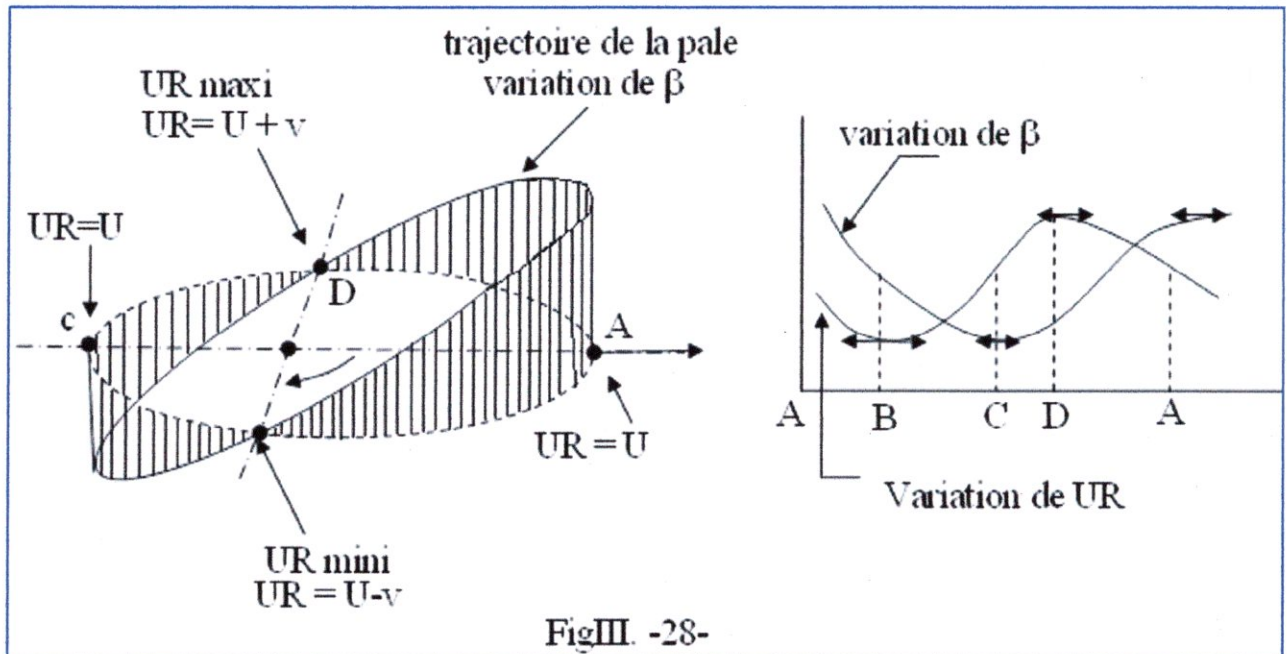
Il en est de même pour une pale de rotor qui « réagit » 90° après la cause tendant à modifier sa portance.

Par exemple si la vitesse relative (ou l'incidence) est maximale en D (c'est la cause), la portance F_n (c'est l'effet) n'est pas maximale en D mais en A, 90° après le point de portance maximale A correspond une levée maximale de la pale (angle de battement β maxi). De D jusqu'à A la pale suit une trajectoire ascendante.



FigIII.-27 -

IV.1 Trajectoire des pales soumises à la variation de portance :



FigIII. -28-

Nous avons vu que de D à B la vitesse passe d'un maximum à un minimum et que de B à D elle passe d'un minimum à un maximum. Conséquence de la variation de vitesse : la levée de la pale (retardée de 90° par rapport à sa cause, la vitesse) passe par un maxi en A et par un mini en C. De C à A la pale monte, de A à C elle descend.

IV.2 Analyse du battement des pales :

Pour une valeur donnée de F_n , le mouvement de battement s'arrête lorsque R (résultante de F_n et de la force centrifuge F_c) passe par l'axe de battement. Le moment de R est alors nul.

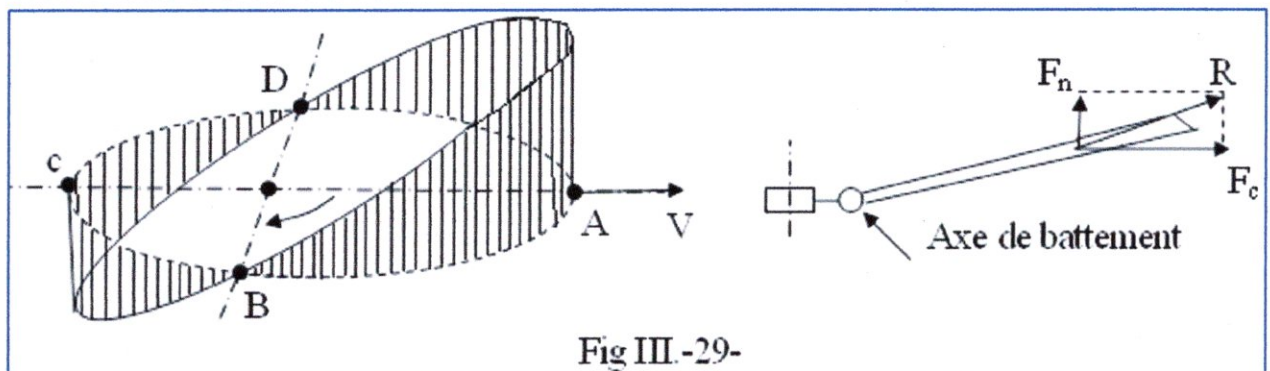
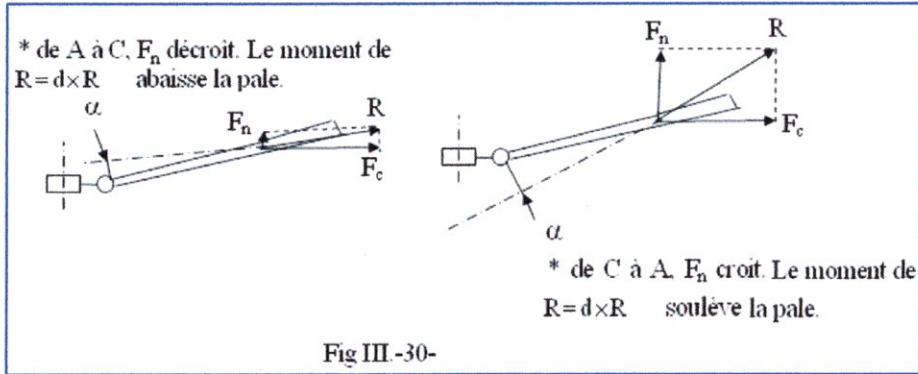


Fig III.-29-

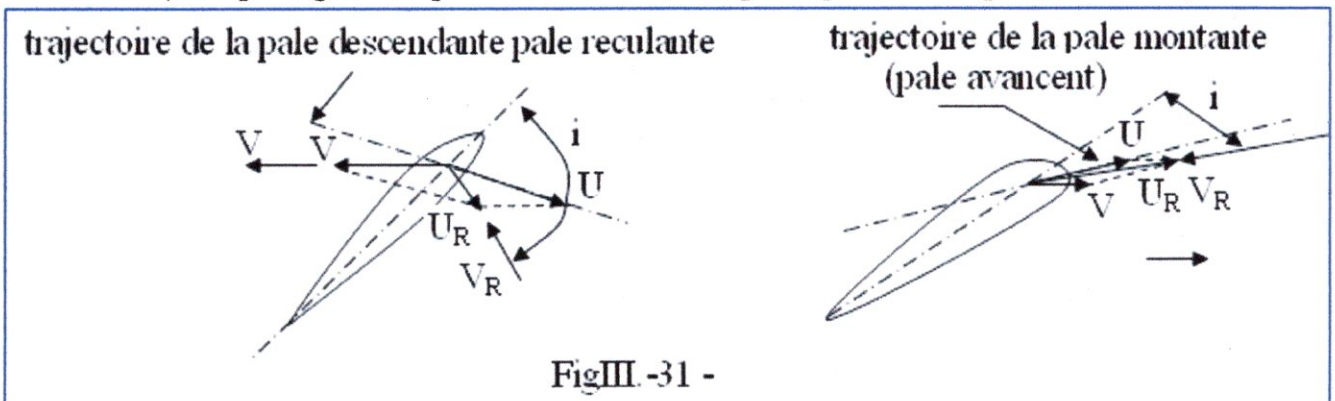
A partir d'une telle position d'équilibre, toute variation de F_n modifie la direction de R dont le moment $d \times R$ va soulever ou abaisser la pale suivant la variation de F_n . L'amplitude du battement (β) est fonction de la différent $F_n \text{ maxi} - F_n \text{ mini}$.



a°) Influence du battement des pales :

Lorsque la pale BAT, sa vitesse tangentielle U (alignée, bien sur, avec sa trajectoire montante ou descendante) forme un angle avec la vitesse de translation v , toujours horizontale. la vitesse relative.

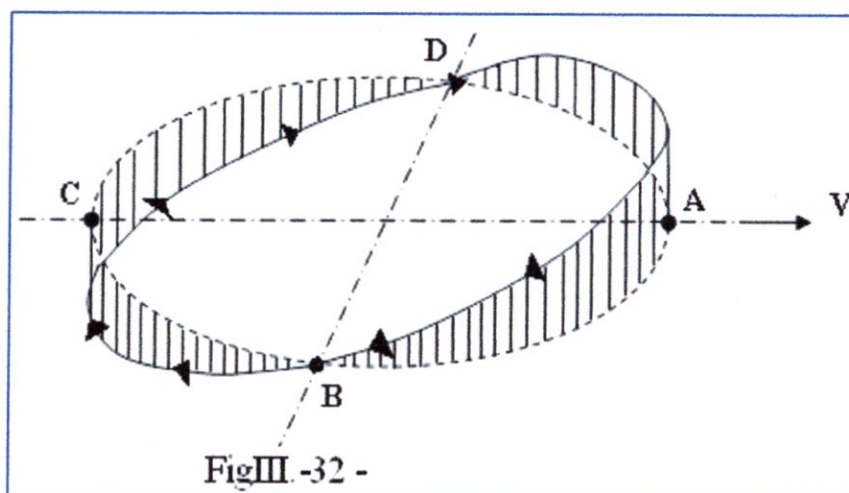
Résultante U_R définit en direction, sens et intensité la vitesse du vent relatif V_R qui lui est égale et opposée. La direction de U_R (ou de V_R) détermine l'incidence de la pale (i). On voit déjà, que l'incidence de la pale qui descend (pale reculante) est plus grande que l'incidence de la pale qui monte (pale avante).



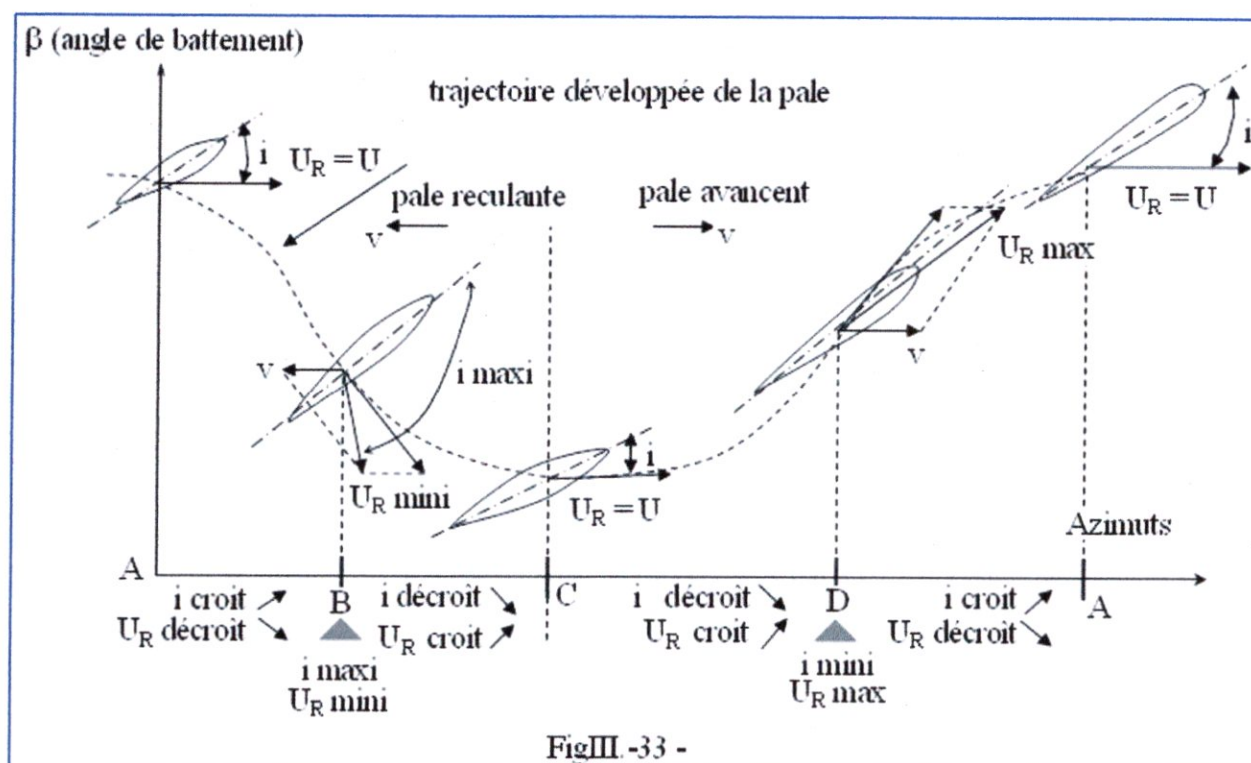
b°) Variation de l'incidence en fonction du battement :

Si on accompagne une pale alors qu'elle fait un tour complet on constate que l'angle d'incidence i :

- passe par un MAXIMUM en B où la vitesse U_R est MINIMALE.
- passe par un MINIMUM en D où la vitesse U_R est MAXIMALE.
- croît progressivement de D à B.
- décroit progressivement de B à D.



FigIII.-32 -



FigIII.-33 -

On remarque que i et U_R varient toujours en sens contraire l'un de l'autre : si i croît, U_R décroît (et inversement). La portance F_n de la pale variant dans le même sens que i et U_R , l'effet des variations de i et de U_R se composent : EFFET DE i + EFFET DE $U_R = \text{ZERO}$. La portance de la pale est constante en azimut. Les articulations de battement suppriment la dissymétrie latérale de la portance.

V. Articulation de traînée :

Il est apparu précédemment que le plan de rotation des pales peut être différent du plan perpendiculaire à l'arbre d'entraînement. Dans ces conditions, il va être nécessaire d'articuler chaque pale en traînée.

Supposons un rotor tournant dans un plan différent du plan d'entraînement (avec une conicité a_0), comme indiqué sur la figure34. L'extrémité d'une pale décrit un cercle, mais elle ne le décrit pas uniformément puisque les arcs A_1A_2 , A_2A_3 , A_3A_4 et A_4A_1 , correspondant à des intervalles de temps égaux, sont inégaux.

En l'absence d'articulation de traînée, il apparaîtrait nécessairement des forces d'inertie, génératrices d'efforts de flexion alternée, donc de fatigue.

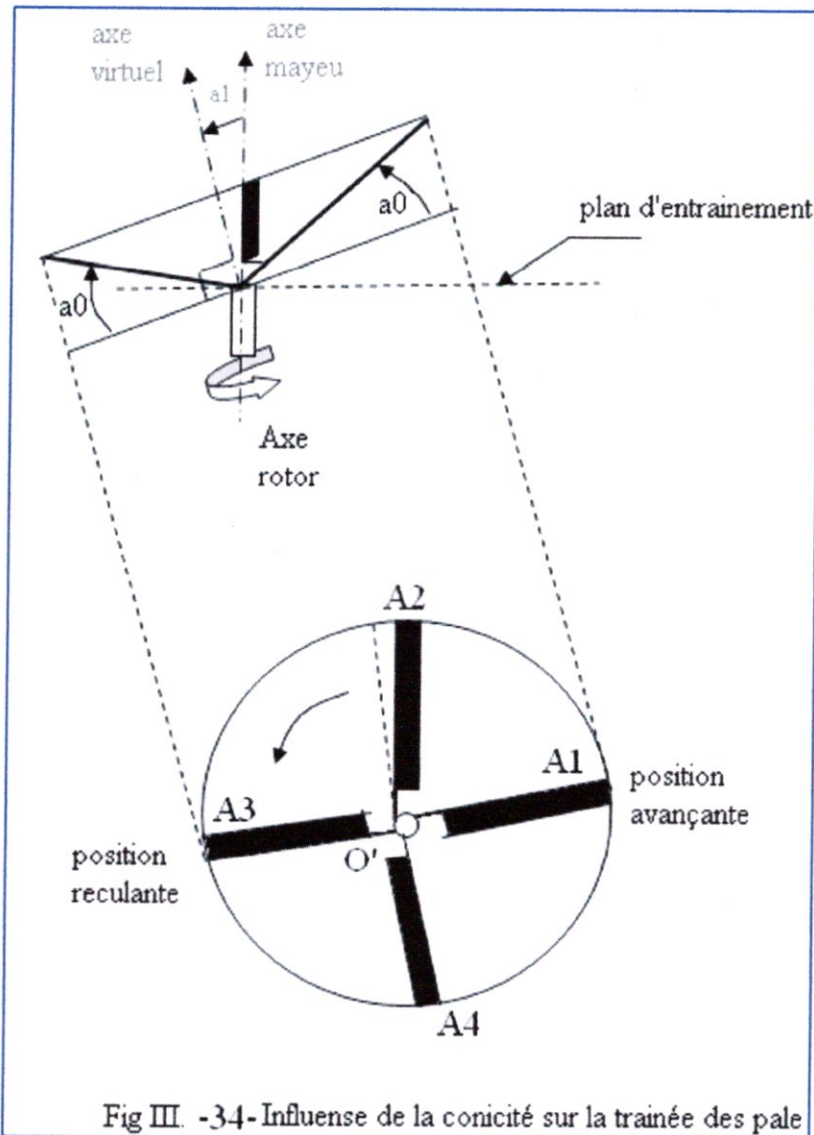


Fig III -34- Influence de la conicité sur la traînée des pale

Comme pour le battement vertical, il existe un remède simple, à savoir la création d'une articulation dont l'axe est perpendiculaire aux efforts de traînée.

Pour que la pale puisse être entraînée à partir de l'arbre, il faut que l'articulation de traînée soit suffisamment éloignée de l'axe rotor pour que le moment dû aux forces centrifuges équilibre le moment dû aux forces de traînée et d'inertie sans que l'angle δ de traînée soit trop important (figure 35).

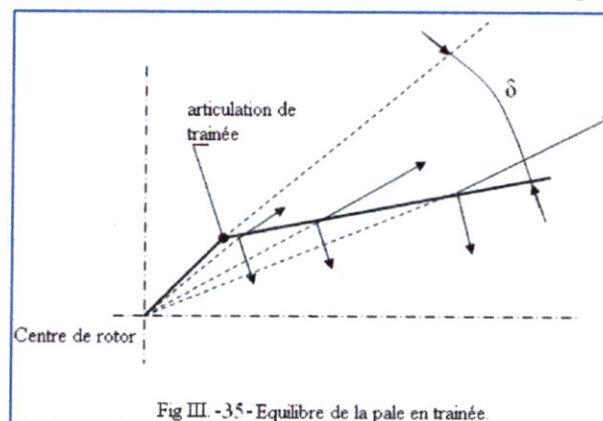


Fig III -35- Equilibre de la pale en traînée.

Pour renforcer l'idée et pour mieux comprendre le rôle de l'articulation de battement et de traînée et après ces analyses on a fait ainsi une étude mathématique de battement et traînée dans les paragraphes suivants :

Etude de battement verticale et traînée :

I Etude du battement vertical :

Au préalable, les hypothèses suivantes sont faites :

- Le poids de la pale est négligeable vis-à-vis des forces d'inertie et des forces aérodynamiques.
- La pale est considérée comme indéformable.
- L'amplitude des battements verticaux est faible (approximation des petits mouvements).
- L'épaisseur et la largeur de la pale sont négligeables vis-à-vis du rayon du rotor.

1.1 Pale considérée comme évoluant dans la vide :

Dans ces conditions. Aucune force aérodynamique n'est prise en compte. Considérons la figure 39, représentant une pale animée d'un mouvement de battement autour de son axe d'articulation. Chaque élément dm de la pale est sollicité par une force d'inertie.

$$dF_i = dm \times \frac{dv}{dt} = dm \times \frac{d^2\beta}{dt^2} \cdot r \text{ et une force centrifuge } dF_c = dm \times \Omega^2 \times r$$

L'équation d'équilibre des mouvements par rapport à l'axe de battement s'écrit alors :

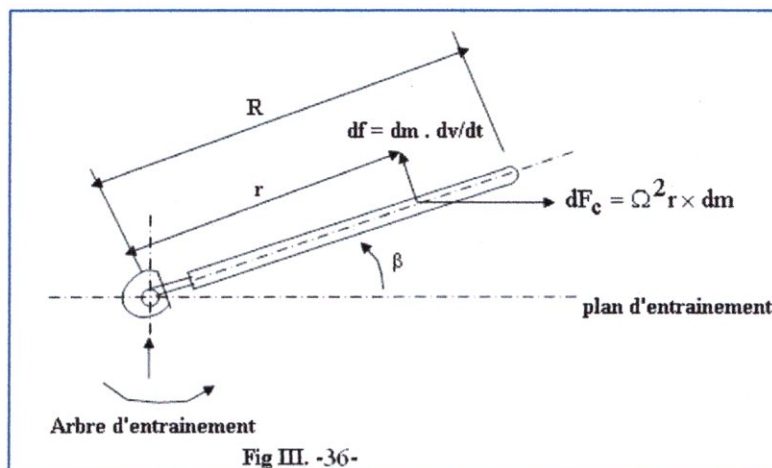
$$\text{Moment des forces centrifuges} + \text{moments des forces d'inerties} = 0$$

$$M_c = \int_{\text{pale}} dm \times \Omega^2 \times r \times r\beta$$

$$M_i = \int_{\text{pale}} dm \frac{d^2\beta}{dt^2} r \cdot r$$

$$\text{donc : } \int_{\text{pale}} dm \Omega^2 \cdot r \cdot r\beta + \int_{\text{pale}} dm \frac{d^2}{dt^2} r \cdot r = 0$$

$$\Omega^2 \beta \int_{\text{pale}} dm \cdot r^2 + \frac{d^2\beta}{dt^2} \int_{\text{pale}} dm \cdot r^2 = 0$$



En se rappelant que $\int_{pale} dm \times r^2$ est égal à l'inertie I_p de la pale par rapport à son axe d'articulation, il vient :

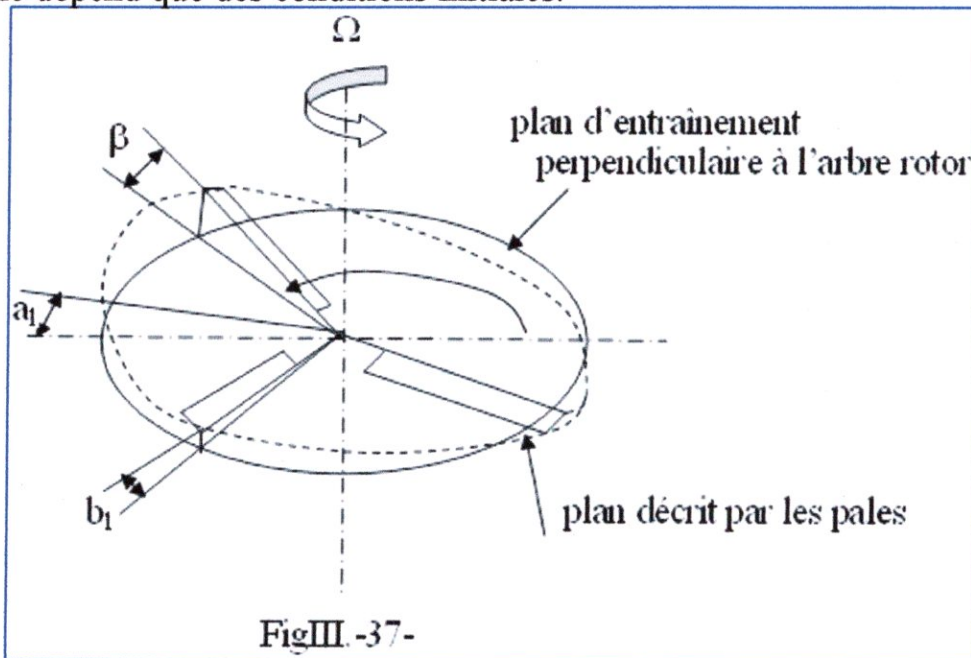
$$I_p \left(\frac{d^2\beta}{dt^2} + \Omega^2\beta \right) = 0 \dots \dots \dots (1)$$

La solution générale de cette équation différentielle est de la forme :

$$\beta = -a_1 \cos \Omega t - b_1 \sin \Omega t \dots \dots \dots (2)$$

Ainsi, chaque pale décrit dans l'espace un plan fixe, repéré par les angles de levée a_1 et b_1 , lesquels ne dépendent que des conditions initiales FigIII.-37-.

En d'autres termes, une pale articulée non soumise à des efforts aérodynamiques décrits, par rapport à des axes absolus, un plan fixe dont l'orientation ne dépend que des conditions initiales.



FigIII.-37-

La fréquence propre de battement de la pale est égale au régime rotor.

Dans le cas où l'axe d'articulation de la pale n'est pas confondu avec le centre rotor et est décalé d'une distance a , l'équilibre des moments (figure III.38) à l'axe d'articulation donne :

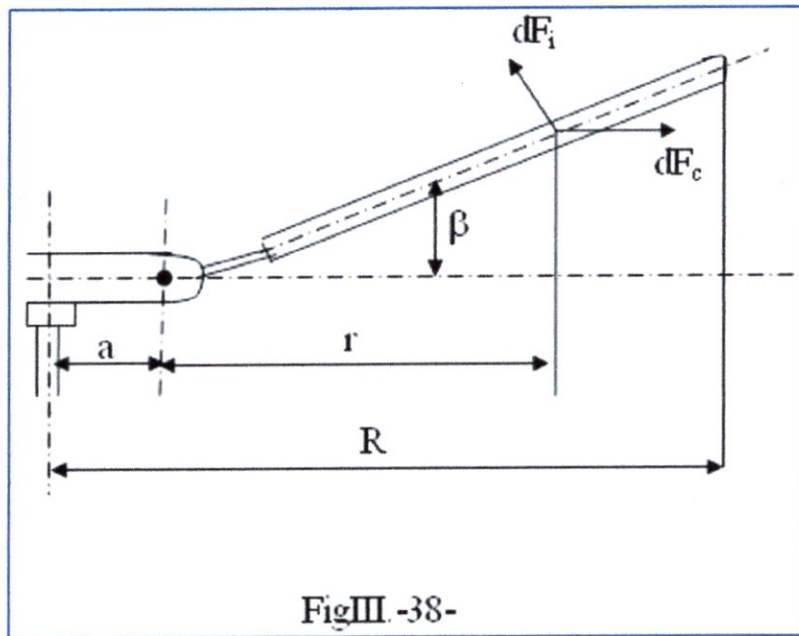
$$\int_{pale} dm \frac{d^2\beta}{dt^2} (r + a) + \int_{pale} dm \times \Omega^2 (r + a)r\beta = 0$$

$$\frac{d^2\beta}{dt^2} \int_{pale} dm \times r^2 + a \frac{d^2\beta}{dt^2} \int_{pale} dm \times r + \Omega^2\beta \int_{pale} dm \times r^2 + \Omega^2\beta a \int_{pale} dm \times r = 0$$

On a : $\int_{pale} dm \times r^2 = I_p$ l'inertie du pale par rapport à son axe de battement (I_p)

$\int_{pale} dm \times r$: Le moment statique d'une pale.

donc : $[I_p + a \times m_s] \frac{d^2\beta}{dt^2} + [I_p + a \times m_s] \Omega^2 \beta = 0$



Équation différentielle dont la solution est donnée par :

$$\beta = -a_1 \cos \Omega't - b_1 \sin \Omega't$$

Avec : $\Omega' = \Omega \sqrt{1 + \frac{a \times m_s}{I_p}}$

Équation qui donne le régime de battement (Ω') en fonction du régime rotor (Ω).

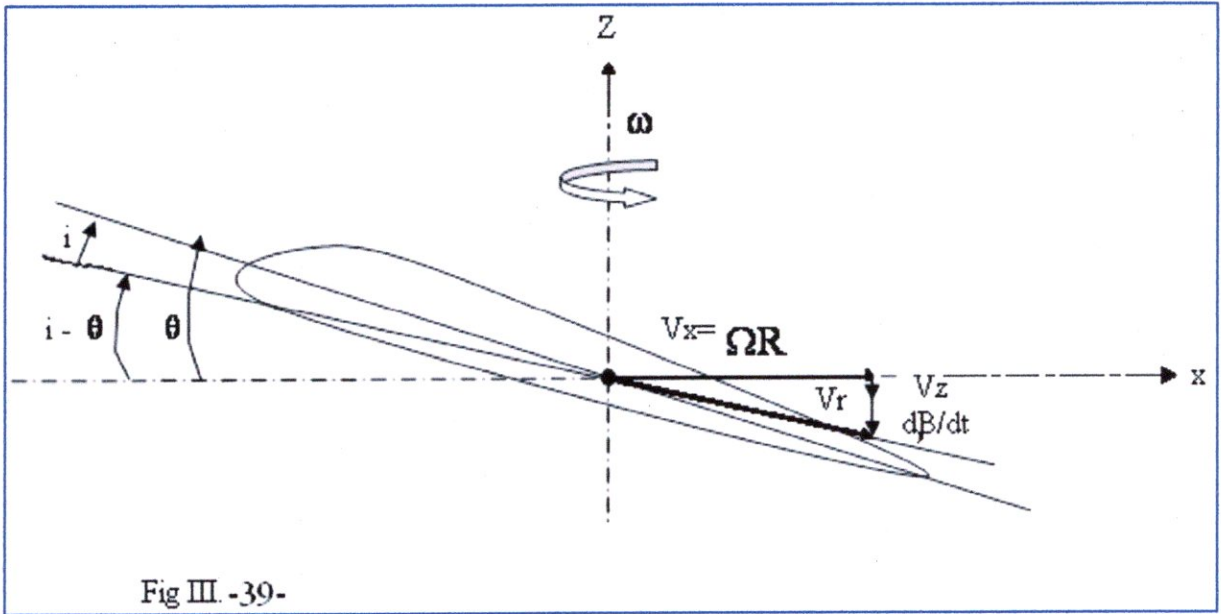
I.2 Influence des forces aérodynamiques :

L'équation (1) devient :

$$I_p \left(\frac{d^2\beta}{dt^2} + \Omega^2 \beta \right) = M \dots \dots \dots (3)$$

M est le moment des forces aérodynamiques.

Considérons une section de pale obtenue en coupant la pale par un plan perpendiculaire à son envergure, on admet que les forces aérodynamiques proviennent uniquement de la composante \vec{v}_r (vente relative).



θ : Angle de pas = angle de la corde de portance nulle du profil avec un plan de référence.
 i : angle d'incidence = angle de cette corde avec \vec{v}_r .

On voit que :

$$i = \theta - \frac{v_z + r \frac{d\beta}{dt}}{v_x} \quad (\text{Deux angles égaux, alternes internes})$$

Soit :

$$i = \theta - \frac{r \frac{d\beta}{dt}}{v_x} - \frac{v_z}{v_x} \dots\dots\dots (4)$$

Sur un élément de surface ds . La portance dF_N s'écrit :

$$dF_N = \frac{1}{2} \rho \times ds \times v_r^2 \times \frac{dC_z}{di} \left[\theta - \frac{r \frac{d\beta}{dt}}{v_x} - \frac{v_z}{v_x} \right]$$

Le moment par rapport à l'axe de levée vaut :

$$dM = \frac{1}{2} \rho \times ds \times r \times v_r^2 \times \frac{dC_z}{di} \left[\theta - \frac{r \frac{d\beta}{dt}}{v_x} - \frac{v_z}{v_x} \right] \dots\dots\dots (5)$$

Ainsi, le battement se traduit par un moment amortisseur sur chaque pale (terme en $\frac{d\beta}{dt}$).

En intégrant l'équation (5) :

$$M = \underbrace{\int_0^R \rho ds \cdot r \cdot v_R^2 \cdot \frac{\partial C_z}{\partial i} \left(\theta - \frac{V_z}{V_x} \right)}_{M_0} - \underbrace{\int_0^R \rho \cdot ds \cdot r \cdot V r^2 \cdot \frac{\partial C_z}{\partial i} \cdot \frac{rd\beta}{V_x dt}}_{k \frac{d\beta}{dt}}$$

$$I_p \left(\frac{d^2\beta}{dt^2} + \Omega^2 \beta \right) + \frac{k d\beta}{dt} = M_0 \dots \dots \dots (6)$$

M_0 étant le moment aérodynamique qui se produirait sur une pale s'il n'y avait pas de battement.

K n'est constant qu'en première approximation, car sa valeur dépend des formes évolutives de pale.

Cette équation montre que la pale, observée dans un système d'axes liés au rotor, se comporte comme un système du second ordre amorti, ayant pour fréquence propre le régime rotor. Il est rappelé que la fréquence propre est celle qui fait disparaître, au premier membre

de l'équation, les termes en β et $\frac{d^2\beta}{dt^2}$.

La solution de l'équation sans second nombre est de la forme :

$$\beta = e^{\lambda t} (-a_1 \cos \Omega' t - b_1 \sin \Omega' t)$$

Caractérisant un mouvement sinusoïdal amorti $\Omega > \Omega$. (Premier mode de battement).

On en déduit quelques propriétés :

1^{er} cas où $M_0 = 0$ (rotor immobile pas nul)

Le plan de rotation de chaque pale est perpendiculaire à l'arbre rotor. Si on modifie la direction de cet arbre. Le rotor suivre le mouvement avec une constante de temps déterminée par le facteur λ .

2^{ème} cas où $M_0 = \text{constante}$ (vol vertical).

On a alors $v_x = 0$; 0 et v_z sont constants dans l'équation (5). On trouve les mêmes conclusions que pour $M_0 = 0$, mais, à l'équilibre, l'angle β possède une valeur non nulle :

$$\beta = a_0 \text{ (conicité).}$$

Chaque pale décrit alors un cône de révolution dont l'axe est confondu avec l'arbre rotor.

3^{ème} cas où M_0 varie cycliquement à chaque tour de rotor.

Ce cas se produit en vol de translation, la pale avançant portant plus que la pale reculante du fait de la différence des vitesses relative V_x la pale réagit comme tout système linéaire amorti excité à sa fréquence propre, soit à la fréquence d'excitation et avec un décalage de phase de 90° (retard).

En translation, la pale prendra la position la plus haute 90° après le maximum de la vitesse horizontale résultante, c'est-à-dire en position AV. On retrouve ainsi le basculement vers l'arrière du disque rotor.

En tenant compte du régime $\bar{\Omega}$ du rotor, si on ajoute à l'équation (5) les termes dus aux forces de Coriolis, soient le produit vectoriel $2 dm \times \bar{\Omega} \wedge \bar{V}$, cela se traduit par des moments périodique à la fréquence Ω dont le rôle est de décaler le plan du rotor en arrière du mouvement de déplacement.

La variation cyclique de M peut être utilisée pour contrôler le plan du rotor : au lieu d'une valeur de pas uniforme, on donne au pas une variation cyclique de la forme

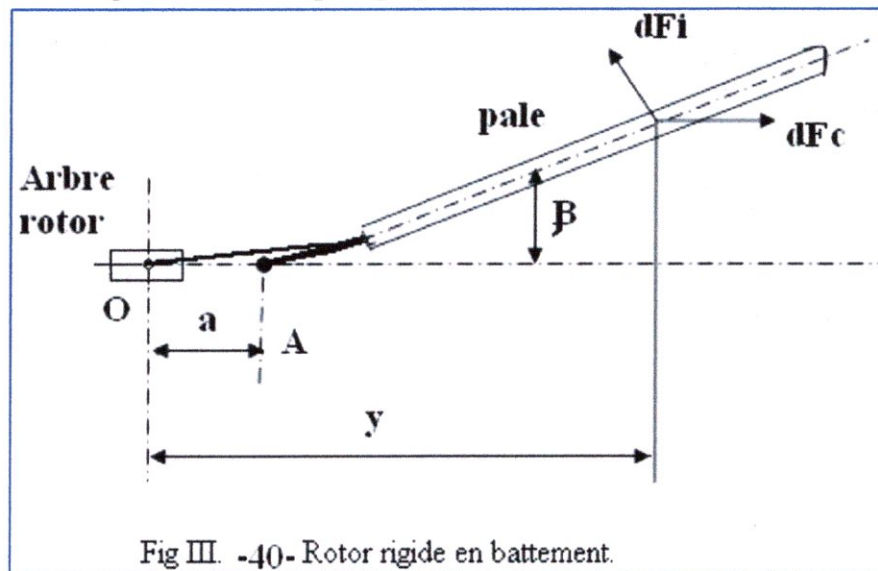
$$\theta = \theta_0 - \theta_1 \cos \Omega t - \theta_2 \sin \Omega t$$

(Origine des azimuts = pale en position arrière).

On provoque alors un basculement du plan des pales, le maximum de levée des pales se produisant 90° après la valeur maximale du pas.

I.3 Propriétés des rotors rigides en battement :

En fait, le rotor rigide n'existe pas physiquement, car il se comporte comme un rotor flexible.



Dans ces conditions, l'étude des mouvements d'une pale rigide est effectuée avec les hypothèses suivantes :

- La pale pivote autour d'une articulation géométrique située dans la zone de souplesse de la pale :
- La pale est supposée indéformable
- Un moment de rappel élastique M_R est appliqué au point A et est proportionnel à l'angle de battement β

$$M_R = K_B \cdot \beta$$

Le coefficient K_B matérialise la raideur en battement de la zone souple. Et est directement proportionnel au produit $E \times I_P$.

E est le module d'élasticité longitudinale des matériaux constituant la pale. I_P est le moment d'inertie de la pale par rapport à l'axe de battement.

La distance $OA = a$ est l'excentrement de l'articulation fictive de la zone souple de la pale par rapport à l'arbre rotor.

L'objet de ce paragraphe est l'étude de la fréquence propre d'une pale ou il n'y a aucune force aérodynamique. Dans ce cas, l'équation d'équilibre de moment au tour de point A s'écrit comme suit :

$$M_R + M_C + M_i = 0$$

M_C est le moment des forces centrifuges ;

M_i est le moment des forces d'inertie dues au battement.

Pour calculer M_C en écrit :

$$dM_C = dF_C \cdot (y - a) \sin \beta$$

En exprimant dF_C , et en assimilant $\sin \beta$ à β (petits angles), il vient :

$$dM_C = \Omega^2 \cdot y \cdot dm \cdot \beta \cdot (y - a)$$

$$M_C = \Omega^2 \beta \int_{\text{pale}} y(y - a) \cdot dm$$

On sait que : $(y - a)^2 = y^2 + a^2 - 2ay = y(y - a) + a(y - a)$

Ce qui donne : $M_C = \Omega^2 \beta \int_{\text{pale}} (y - a)^2 \cdot dm + a \int_{\text{pale}} (y - a) \cdot dm$

or : $\int_{\text{pale}} (y - a)^2 \cdot dm = I_p =$ moment d'inertie d'une pale par rapport à son axe de battement

$\int_{\text{pale}} (y - a) \cdot dm = m_s =$ Moment statique d'une pale par rapport à son axe de battement

Ce qui donne : $M_C = \Omega^2 \beta (I_p + a \cdot m_s)$

Pour calculer le moment M_i des forces d'inertie dues au battement, on écrit :

$$dF_i = dm \cdot \frac{dv}{dt}$$

et : $v = (y - a) \frac{d\beta}{dt}$

$$\frac{dv}{dt} = (y - a) \frac{d^2\beta}{dt^2}$$

On en déduit :

$$dF_i = dm \cdot (y - a) \frac{d^2\beta}{dt^2}$$

Le moment élémentaire dM_i dû à la force d'inertie dF_i , par rapport à l'articulation fictive A, s'écrit :

$$dM_i = (y - a) dF_i$$

car : $\frac{y - a}{\cos \beta} = y - a$

Ainsi : $M_i = \int_{\text{pale}} (y - a) \cdot dF_i$

En remplaçant dF_i par sa valeur, on trouve :

$$M_i = \int_{\text{pale}} (y - a)^2 \cdot dm \cdot \frac{d^2\beta}{dt^2}$$

$$M_i = I_p \cdot \frac{d^2\beta}{dt^2}$$

Dans ces conditions, l'équation d'équilibre des moments s'écrit :

$$I_p \frac{d^2\beta}{dt^2} + \beta [\Omega^2 (I_p + a.m_s) + K_B] = 0 \dots\dots\dots(7)$$

La solution générale de cette équation différentielle est de la forme :

$$\beta = -a_1 \cos \omega_1 t - b_1 \sin \omega_1 t \dots\dots\dots(8)$$

a_1 et b_1 sont des constantes ; ω_1 est la pulsation propre du premier mode de battement. Par analogie avec les équations du paragraphe VII (rotor articulé en battement), on démontre que ω_1 et Ω sont liés par la relation :

$$\omega_1 = \Omega \sqrt{1 + \frac{a.m_s}{I_p} + \frac{K_B}{\Omega^2 . I_p}} \dots\dots\dots(9)$$

On voit immédiatement que ω_1 , première fréquence de battement, est toujours supérieure à Ω . Par ailleurs, ω_1 a une valeur d'autant plus élevée que l'excentricité a et la raideur K_B de la pale sont plus élevées ; mais ω_1 diminue si l'inertie de pale augmente.

Pour un rotor articulé, on a par définition $K_B = 0$; dans ce cas, on a alors :

$$\omega_1 = \Omega \sqrt{1 + \frac{a.m_s}{I_p}}$$

D'autre part, si l'excentricité a est nulle, et toujours pour un rotor articulé, la relation (8) correspondant à la définition de β devient :

$$\beta = -a_1 \cos \Omega t - b_1 \sin \Omega t$$

Expression déjà rencontrée au paragraphe V.2. Lors de l'étude des propriétés du rotor articulé en battement. Il n'y a pas de terme constant a_0 , car le rotor est le rotor est considéré dans le vide. Par ailleurs, avec un rotor semi-rigide, on a K_B positif, et la fréquence de battement ω_1 se situe entre $1,1\Omega$ et $1,2\Omega$. De plus, la pale ne décrit alors plus un plan fixe dans l'espace.

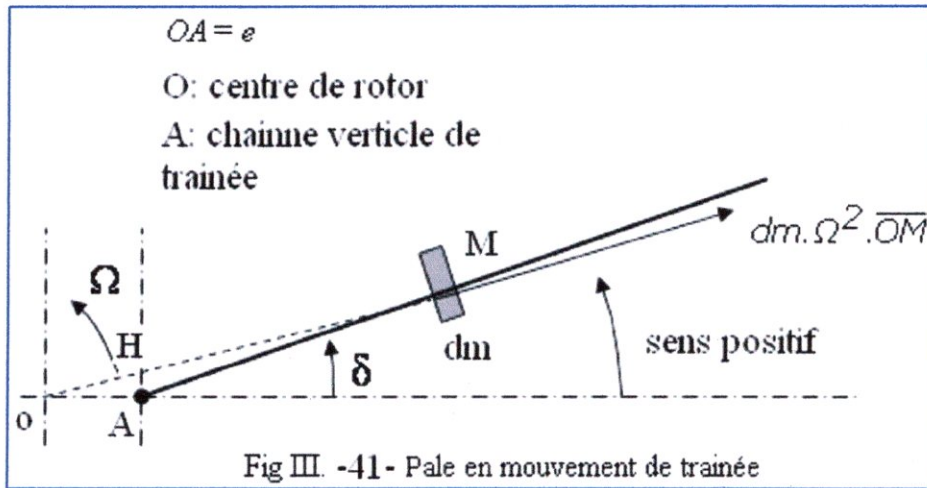
II. Etude du battement de traînée :

La superposition du battement (mouvement relative) est de la rotation propre des pales (mouvement d'entraînement) à pour conséquence l'apparition des forces de Coriolis. Force périodique tendant à faire osciller les pales dans leurs plans de rotation.

L'étude des oscillations libre est effectuée à partir des trois hypothèses :

- L'amplitude des battements de traînée est faible
- L'épaisseur et la largeur des pales sont négligeables vis-à-vis du rayon rotor.
- La pale est confédérée comme indéformable.

Pour écrire l'équation du mouvement d'oscillations libres (en ne tenant pas compte des forces aérodynamiques). On suppose l'existence d'un amortisseur et d'un rappel élastique. D'après les hypothèses. L'inertie d'une pale par rapport à son axe de traînée est sensiblement égale à I_p . La figure représente un mouvement de pale autour de la charnière A de traînée.



L'équation d'équilibre des moments par rapport a l'axe de traînée s'écrit donc :
 Moment des forces centrifuges = moment de rappel + moment d'amortissement + moment des forces d'inerties.

$$M_C = - \int dm \cdot \Omega^2 \cdot OM \cdot AH$$

$$M_C = -\Omega^2 \cdot e \cdot \sin\delta \cdot \int_{pale} dm \cdot r$$

$$m_s = \int_{pale} dm \cdot r = \text{moment statique d'une pale par rapport a son axe de traînée}$$

$$M_C = -\Omega^2 \cdot e \cdot \sin\delta \cdot m_s \dots \dots \dots (10)$$

$$M_R = K\beta$$

$$M_A = C \frac{d\delta}{dt}$$

Donc :

$$\Omega^2 \cdot e \cdot \sin\delta \cdot m_s + K\delta + c \frac{d\delta}{dt} + I_p \frac{d^2\delta}{dt^2} = 0$$

β : est faible donc $\sin \beta \cong \delta$

$$I_p \cdot \frac{d^2\delta}{dt^2} + c \cdot \frac{d\delta}{dt} + (\Omega^2 \cdot e \cdot m_s + k) \delta = 0 \dots \dots \dots (11)$$

Avec : $\delta = -d_1 \cos \Omega_1 t - d_2 \sin \Omega_1 t$, en supprimant le terme d'amortissement, il vient :

$$\Omega_1 = \Omega \sqrt{\frac{e \cdot m_s}{I_p} + \frac{K}{\Omega^2 \cdot I_p}}$$

en introduisant maintenant les efforts aérodynamiques, commençons par écrire l'équilibre du couple rotor :

$$C_m = b \cdot C_r$$

Avec : C_m = couple moteur appliqué sur le rotor.

C_r = couple résistant dû aux forces de traînée appliquées sur une pale.

b = nombre de pales.

L'équation (11) prend alors la forme suivante :

$$I_p \cdot \frac{d^2\delta}{dt^2} + c \cdot \frac{d\delta}{dt} + (\Omega^2 \cdot e \cdot m_s + k) \delta = \frac{C_m}{b} \dots \dots \dots (12)$$

En régime stabilisé, l'angle δ n'est pratiquement que de quelques degrés.

En vue précédemment que l'angle de traînée δ diminue quand la pale accélère, et augmente quand elle ralentit. On peut donc écrire :

$$\delta = \delta_0 + \delta(\beta).$$

Avec : $\delta(\beta)$ = terme modulé des battements de traînée induits par les battements verticaux (amplitude voisine 1°).

Par ailleurs, l'introduction des forces de Coriolis appliquées à chaque élément de pale permet de justifier la nécessité d'une articulation de traînée sur chaque pale. En effet, à un instant quelconque l'accélération totale d'un mouvement composé est la résultante de trois accélérations :

- Accélération du mouvement d'entraînement du point géométrique où se trouve le mobile (ici le mouvement de rotation des pales à la vitesse angulaire Ω).
- Accélération du mouvement relative (ici le mouvement de battement verticale).
- Accélération complémentaire, dite de Coriolis.

L'accélération γ_{cor} de Coriolis a pour valeur le double du produit de la vitesse angulaire du mouvement du système des repères, autre de son axe instantané de rotation et de glissement, multiplié par la projection de la vitesse relative sur un plan perpendiculaire à cet axe.

En se reportant à la figure 39. Et en désignant par v_t la vitesse de levée ou d'abaissée de pale due au phénomène de battement, on trouve, pour valeur de γ_{cor} calculée pour l'unité de masse de la pale :

$$\gamma_{\text{cor}} = 2\Omega v_t \cdot \beta \quad \text{avec :} \quad v_t = r \cdot \frac{d\beta}{dt}$$

La force de Coriolis F_{cor} est perpendiculaire par définition à v_t ainsi qu'à l'axe de rotation, et vaut, pour un élément de pale de masse dm :

$$dF_{\text{cor}} = 2v_t \cdot \Omega \beta \cdot dm = 2r \cdot \frac{d\beta}{dt} \cdot \Omega \beta \cdot dm$$

Pour une pale entière, on trouve :

$$F_{\text{cor}} = 2\Omega \frac{d\beta}{dt} \int_{\text{pale}} r \cdot dm = 2\Omega \frac{d\beta}{dt} \cdot M \cdot r_G$$

En désignant par M la masse d'une pale dont le centre de gravité est à une distance r_G de l'implanture.

Etant donné que la force centrifuge s'exerçant sur une pale a pour valeur $F_c = M \cdot \Omega^2 \cdot r_G$ cela signifie que la force de Coriolis a pour expression :

$$F_{\text{cor}} = 2F_c \cdot \frac{\beta}{\Omega} \cdot \frac{d\beta}{dt}$$

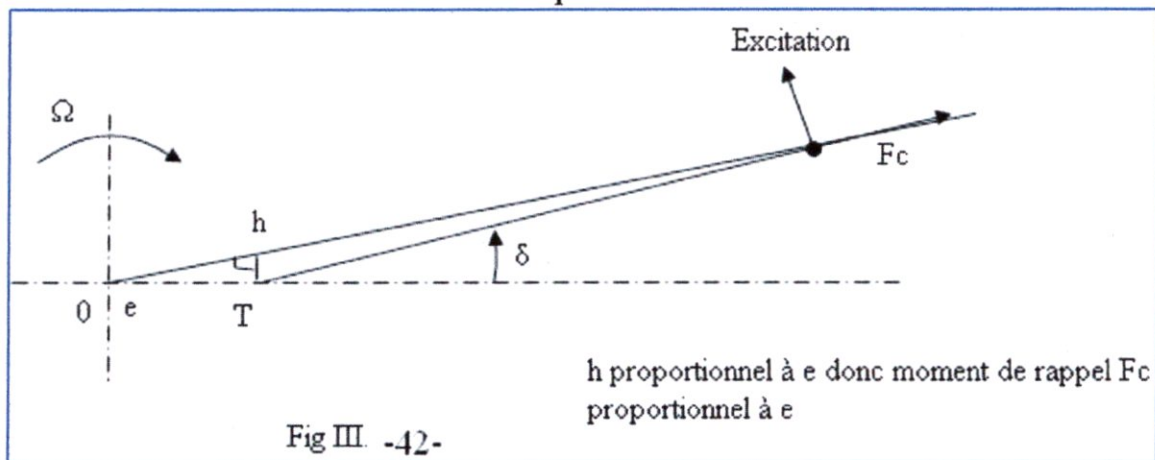
Sa valeur est ainsi relativement élevée, et, comme elle s'exerce dans le plan de rotation des pales, cela signifie qu'elle tend à les faire osciller, dans leur plan de rotation, autour de la charnière de traînée.

Propriétés Du Rotor En Traînée :

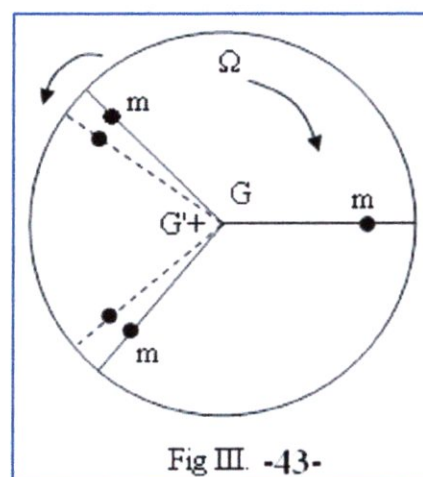
On constate que l'amplitude du mouvement de traînée est de l'ordre de $a_0 a_1$ et a_1^2 , donc du second ordre par rapport aux battements verticaux, l'oscillation sera toujours inférieure à 1° pour le vol normal.

L'amplitude du terme en 2 est beaucoup plus faible que celle du terme en 1.

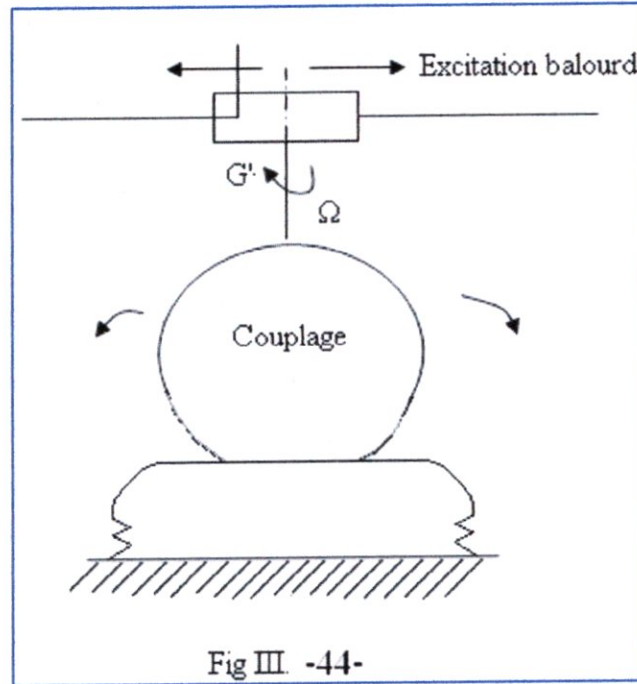
- Si la vitesse d'entraînement du rotor est constante, le mouvement de la pale est sensiblement uniforme dans son plan.
- En vol d'avancement rapide, les forces de traînée dissymétrique pale avançant/pale reculante ne peuvent plus être négligées et augmentent l'excitation.
- Pour améliorer la stabilité de la pale dans les configurations transitoires (démarrage et arrêt par exemple), il y a intérêt, dans la limite des possibilités technologiques, à augmenter e et donc le rappel centrifuge qui lui est proportionnel. Ceci limite les possibilités d'oscillation aléatoire de la pale.



Du fait de la liberté qui leur est donnée d'osciller en traînée, sous l'effet d'impulsions ou d'excitations aléatoires, les pales du rotor peuvent se répartir inégalement sur la circonférence et provoquer un balourd par déplacement du centre de gravité hors de l'axe de rotation.



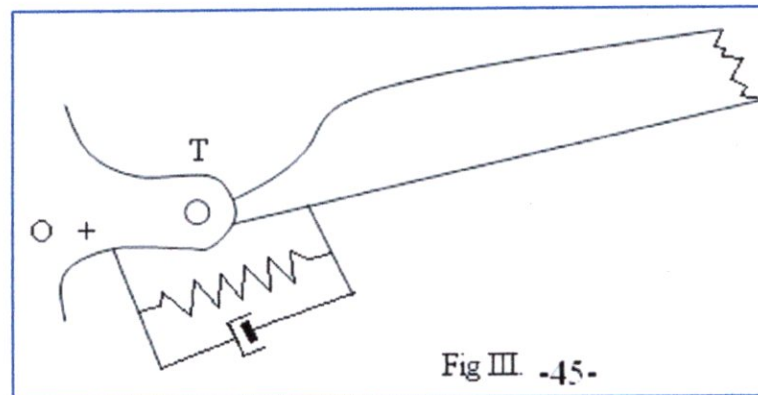
Ceci est dangereux au sol lorsque le rotor tourne car il y a danger de couplage entre les sollicitations provenant du rotor et les fréquences propres de la cellule sur son train d'atterrissage (ω_F). Ce couplage peut devenir divergent et provoquer la 'résonance sol'.



Résonance sol lorsque $\Omega - \omega_{\delta} = \omega_F$

Pour éviter ces ennuis, des dispositifs de rappel supplémentaires sont fréquemment disposés sur les articulations de traînée :

- amortisseurs pour éviter la divergence des oscillations
- raideurs à l'articulation sous forme de ressorts ou de câbles de tierçage.



Le Rotor Arrière

I. Le couple De Réaction Du Rotor Principal :

Toute force pour se manifester prend appui sur un support. Si le support est libre de bouger, il se déplace en sens contraire de la force qui s'appuie sur lui. On dit que l'action de la force est égale et opposée à la réaction (du support).

Il en va de même pour le rotor de l'hélicoptère. Pour tourner, le mat rotor auquel est appliqué le couple moteur (C_m) prend appui sur la structure de l'hélicoptère qui est entraînée en sens contraire du rotor par un couple de réaction (C_R) égale et opposé au couple moteur (C_m).

Il est évident que s'il n'était compensé le couple de réaction rendrait impossible le vol de l'hélicoptère.

Le rotor arrière (ou rotor anti-couple) empêche l'hélicoptère de tourner sur lui-même sous l'action du couple de réaction du rotor principal.

Il est installé à l'arrière du fuselage où, entraînée par le même moteur que le rotor principal, il tourne dans un plan VERTICAL. La force aérodynamique résultante du rotor arrière, que nous appellerons POUSSEE (poussée et portance sont deux termes équivalents) s'exerce dans un plan HORIZONTAL à l'opposé du couple de réaction du rotor principal.

II. Mécanisme Du Rotor Arrière :

On retrouve comme sur le rotor principal :

- les articulations de pas permettant, par variation collective de l'incidence des pales, de contrôler l'intensité de la poussée T_y .
- les articulations de battement compensant les effets de la dissymétrie de vitesse relative entre pale avançant et pale reculante.
- le couplage « pas-battement » (liaison k) atténuant l'amplitude du battement des pales.

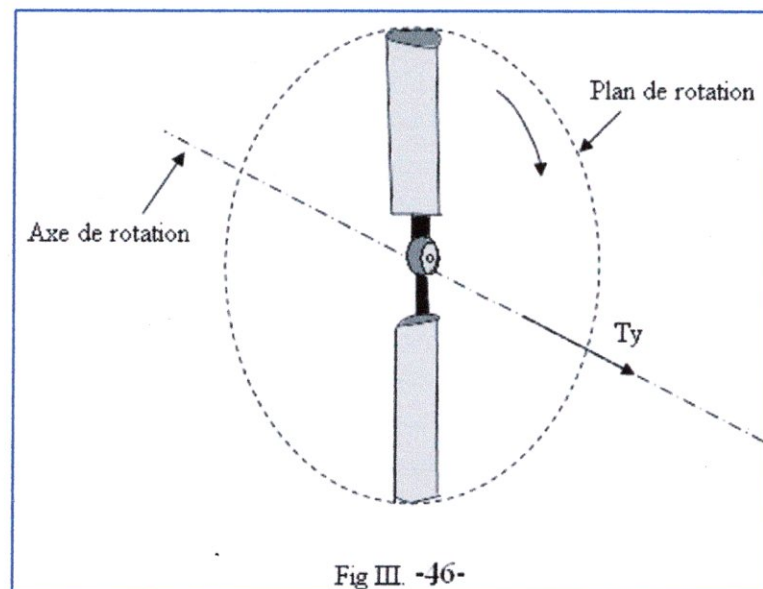
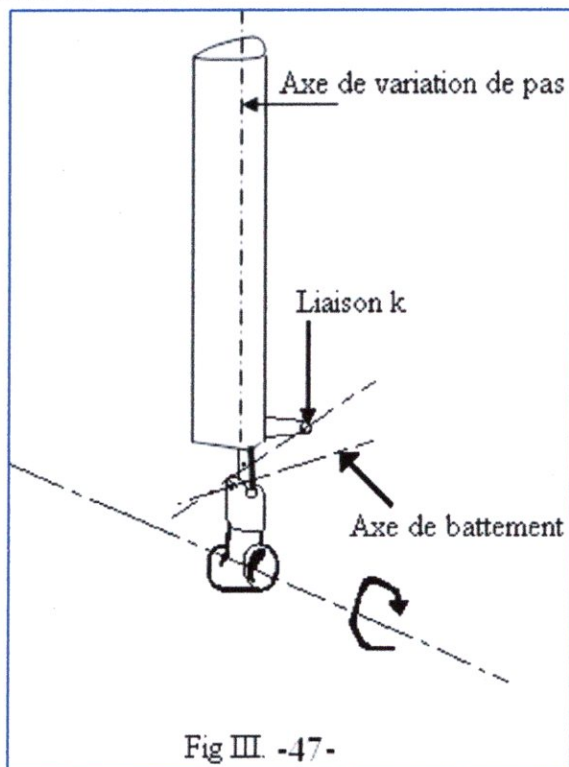
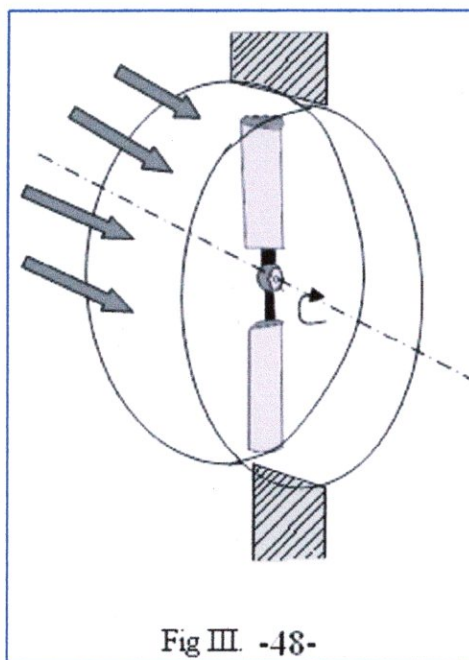


Fig III. -46-

Notez l'absence d'articulation de traînée.



Noter aussi que dans le cas d'un rotor caréné l'articulation de battement est inutile et disparaît. En effet, l'écoulement de l'air, canalisé par le carénage, est perpendiculaire au plan de rotation et la vitesse relative de l'air est identique sur toutes les pales.



III. Variation De La Poussée Ty Du Rotor Arrière :

Le contrôle de l poussée Ty est assuré par VARIATION COLLECTIVE de l'angle de pas θ des pales.

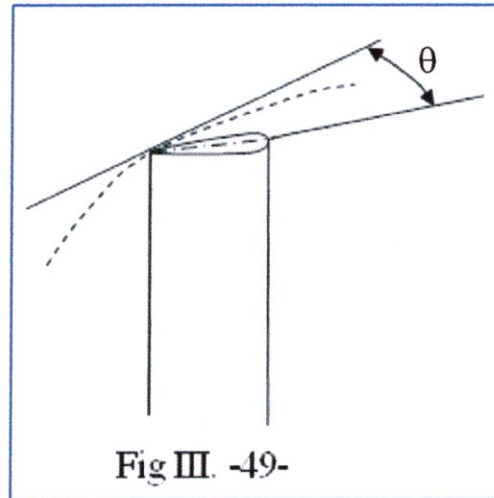


Fig III. -49-

La variation du pas est provoquée par un plateau de commande relié aux leviers de pas des pales par des biellettes et à la commande pilote par une tige de commande.

Les déplacements de la tige de commande sont commandés à partir de la commande pilote (palonnier).

IV. Calcul du « rappel a plat » :

Lorsqu'un rotor est en rotation, les forces centrifuges agissant sur chaque élément de pale ont pour effet de s'opposer à toute variation de pas général θ et de ramener les pales dans le plan de rotation : c'est le 'rappel à plat' (Figure -49-).

Considérons un élément de masse dm de la pale, situé à une distance r du centre rotor ; $OA = r$. La force centrifuge agissant sur cet élément a pour valeur :

$$dF = \Omega^2 \cdot r \cdot dm$$

(Ω = régime rotor).

Cette force élémentaire peut se décomposer en :

- une force dF_z parallèle à l'axe de pas.
- une force dF_l perpendiculaire à l'axe de pas.

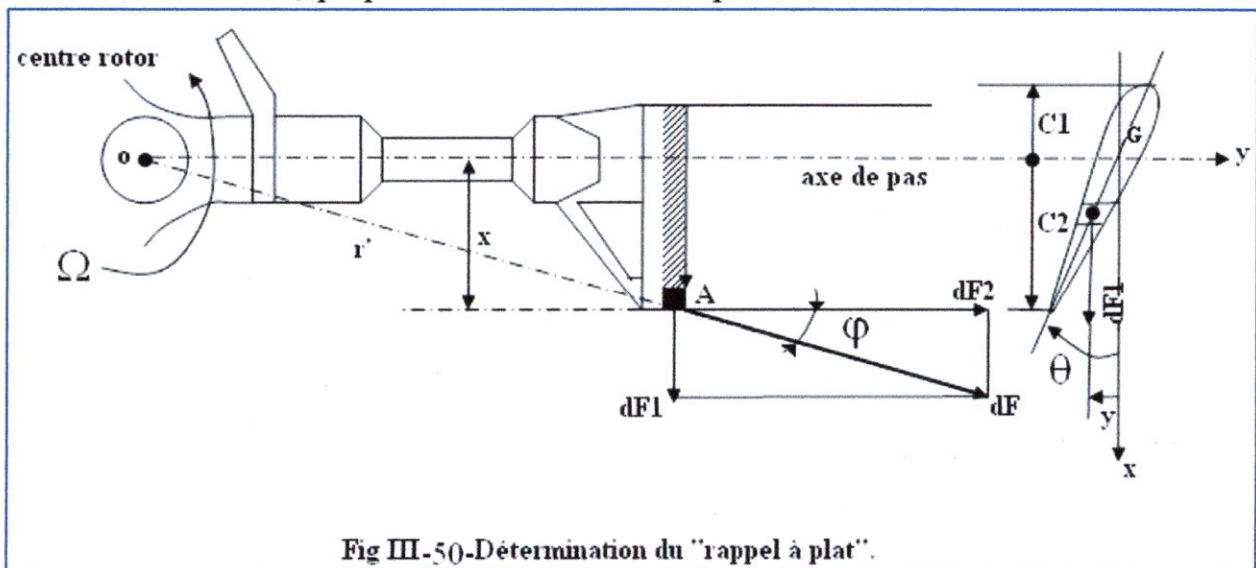


Fig III.50-Détermination du "rappel à plat".

La force élémentaire dF_1 a pour valeur :

$$dF_1 = dF \cdot \sin\varphi = \Omega^2 \cdot r' \sin\varphi \cdot dm = \Omega^2 \cdot x \cdot dm$$

et est située à une distance y du plan pour lequel $\theta = 0$, engendrant ainsi un couple élémentaire dM tendant à ramener la pale dans le plan x o z ($\theta = 0$).

On admet dans ce calcul que le centre de gravité G de la section de la pale est situé sur l'axe de pas.

La valeur de ce couple élémentaire est donnée par l'expression :

$$dM = \Omega^2 \cdot x \cdot y \cdot dm$$

et le couple résultant M s'écrit :

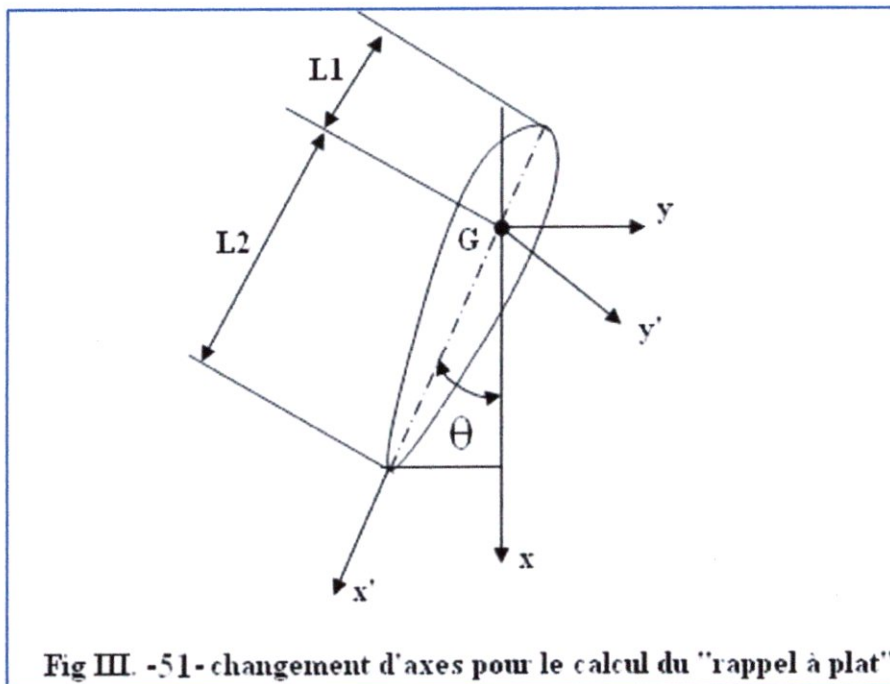
$$M = \Omega^2 \int_{-c_1}^{c_2} x \cdot y \cdot dm$$

Il est intéressant de faire un changement d'axes et d'exprimer le couple résultant en fonction des coordonnées liées au plan contenant la pale.

Cette transformation s'effectue par une rotation θ (figure -50-) telle que :

$$x = x' \cos \theta + y' \sin \theta$$

$$y = y' \cos \theta - x' \sin \theta$$



soit :

$$M = \Omega^2 \int_{i_2}^{i_1} \left[(\cos^2 \theta - \sin^2 \theta) x' y' + \frac{\sin 2\theta}{2} (y'^2 - x'^2) \right] dm$$

G : étant le centre de gravité de la pale.

Gx : étant un axe de symétrie de la pale et par conséquent un axe principal d'inertie.

L'intégrale $\int_{-l_2}^{l_1} x' y' dm$ est nulle.

dans ces condition,

$$M = \Omega^2 \frac{\sin 2\theta}{2} \int_{-l_1}^{l_2} (y'^2 - x'^2) dm = \frac{\Omega^2}{2} (I_1 - I_2) \sin 2\theta$$

avec $I_1 = \int_{-l_1}^{l_2} y'^2 dm =$ inertie de battement de la pale suivant l'axe Gx'

$I_2 = \int_{-l_1}^{l_2} x'^2 dm =$ inertie de traînée de la pale suivant l'axe Gy'

Si l'angle θ est faible (hypothèse qui sera admise pour les calculs de vibration de torsion), le moment de rappel à plat s'écrit :

$$M = \Omega^2 (I_1 - I_2) \theta$$

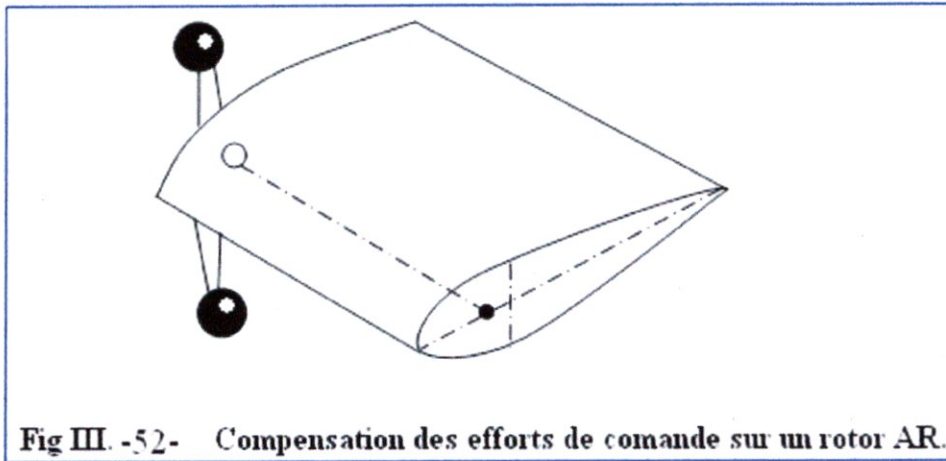


Fig III. -52- Compensation des efforts de comande sur un rotor AR.

On remarque que le moment de rappel à plat est nul dans le cas où $I_1 = I_2$. Ce moment est en particulier responsable des efforts de comande que l'on trouve sur le rotor arrière ; pour le réduire, un procédé consiste à ajouter des masses perpendiculairement au plan des pales, comme le montre la figure 52. Ainsi, on peut réduire, et même annuler, le terme $(I_1 - I_2)$. Les anglo-saxons désignent ces masses de compensation sous le non de "masses chinoises".

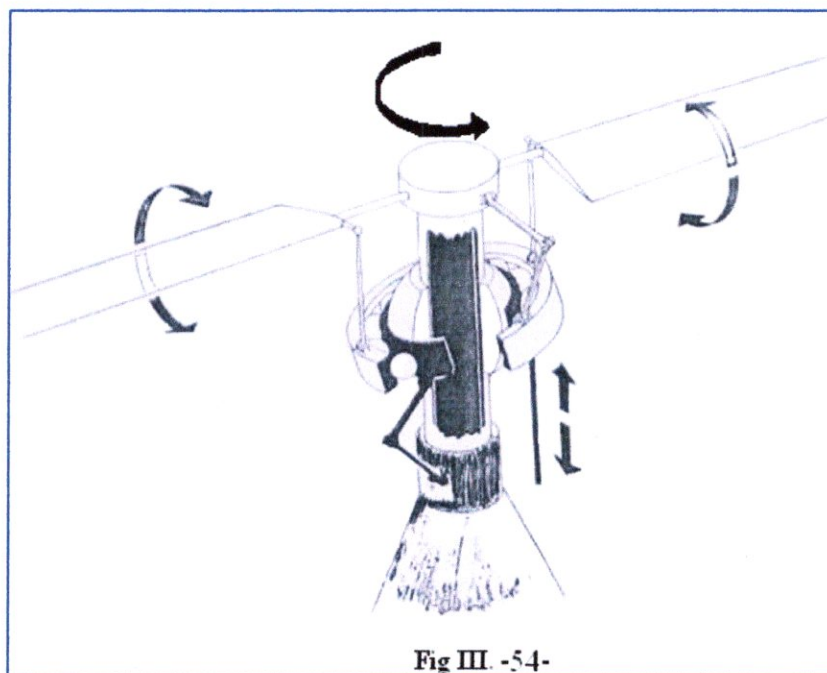
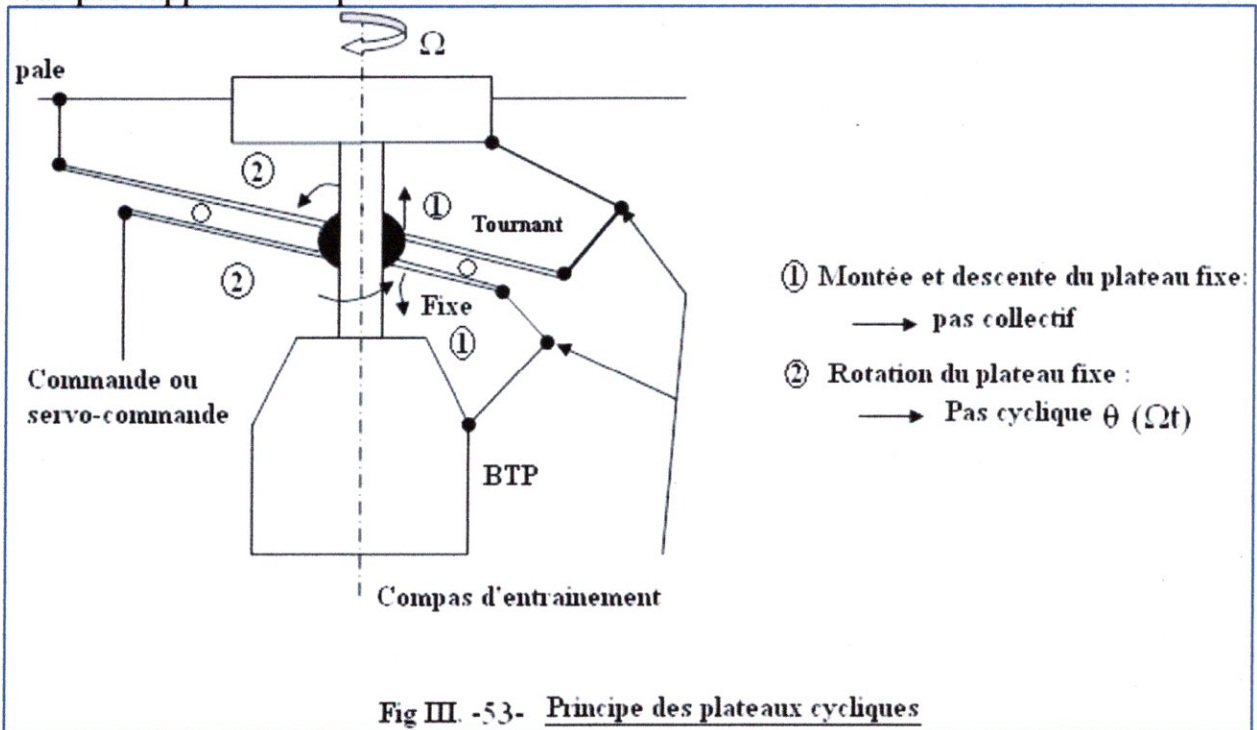
Les Commande de Vol

I. Définition des différents plans de manœuvre :

Plan d'entraînement : C'est le plan perpendiculaire à l'arbre rotor (lié au fuselage). Il ne présente pas d'intérêt du point de vue dynamique de pale, mais il est utile pour les épures de commande de pas.

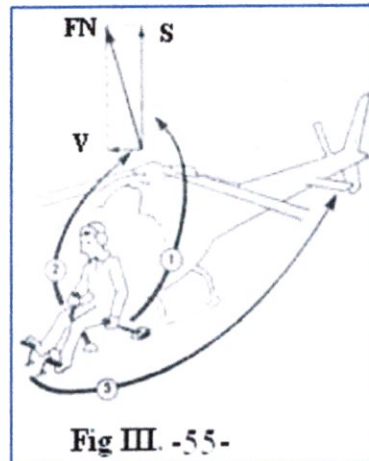
Plan du rotor : c'est le plan décrit par les extrémités De pales.

Plan de commande : plan tel que lorsque les Extrémités de pales le décrivent, leur pas rapporté à ce plan est constant.



II. Principe d'action des commandes de vol :

Les commandes de vol, qui agissent sur l'angle de pas du rotor principal et du rotor arrière, permettent au pilote de contrôler le vol de l'appareil : variation d'altitude, de vitesse et de cap.



Le levier de pas collectif (1) contrôle la portance F_N du rotor principal (variation collectif de pas).

Rappelez vous : F_N se décompose en un vecteur 'sustentation' S et en un vecteur 'vitesse' V dont le sens et l'intensité sont contrôlés par le manche cyclique (2) qui commande l'inclinaison du disque rotor (variation cyclique du pas).

Le bloc pédales (3) contrôle la poussée T_y du rotor arrière c'est-à-dire le cap de l'appareil.

II.1 Action des commandes du rotor principal :

Les déplacements longitudinaux du manche cyclique commandent une chaîne de tangage qui, contrôlent l'appareil sur son axe de tangage, aboutit en B sur le plateau cyclique.

Par exemple, manche vers l'avant, le point B descend. Les points A et C restent fixes. La variation cyclique qui en résulte incline le rotor vers l'avant.

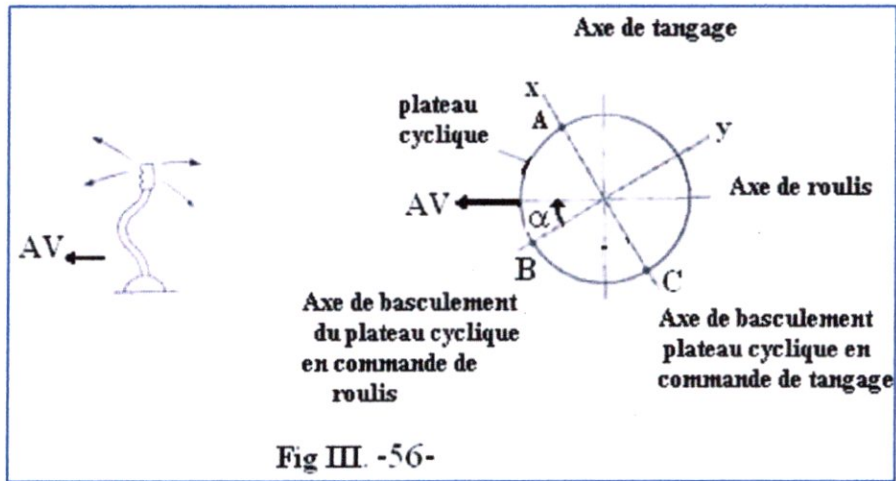
Les déplacements latéraux du manche cyclique commandent deux chaînes de roulis qui, contrôlant l'appareil sur son axe de roulis, aboutissent sur le plateau cyclique en A et C.

Manche à droite, par exemple, le point A descend et le point C monte d'une valeur égale.

Le point B reste fixe. La variation cyclique du pas qui en résulte incline le rotor vers la droite.

Déplacement longitudinal du manche : le plateau cyclique attaqué en B s'incline autour de l'axe X.

Déplacement latéral du manche : le plateau cyclique attaqué symétriquement en A et C s'incline autour de l'axe Y.

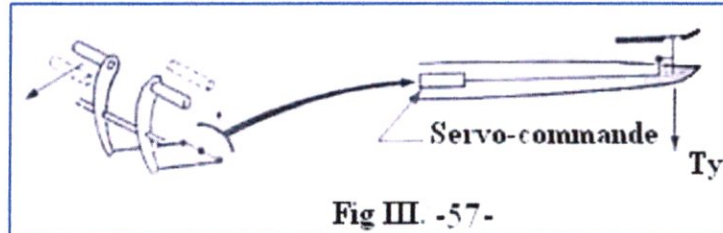


Les déplacements du levier de pas collectif agissant sentent simultanément et de la même valeur sur les trois points A, B et C qui, par exemple, se déplacent vers le haut quand on tire sur le levier de pas (augmentation du point collectif).

Déplacement du levier de pas : le plateau cyclique est attaqué en A, B et C. Il se déplace parallèlement à lui-même sans modifier la variation cyclique.

II. 2. Action de la commande du rotor arrière :

C'est plus simple : quand la pédale droite est poussée vers l'avant, le pas du rotor arrière augmente. Pédale gauche vers l'avant, c'est le contraire.

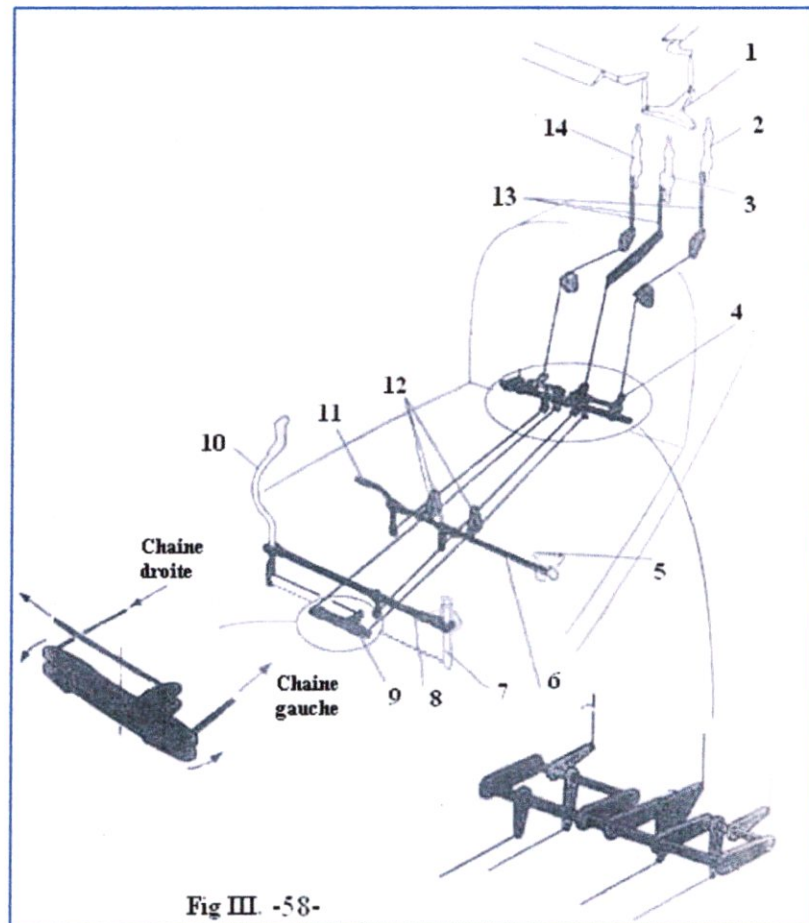


III. Commandes du Rotor Principal :

III.1 Description Générale :

Les chaînes de commande qui relient manche cyclique (10) levier de pas collectif (11) et plateau (1) sont formées de bielles rigides raccordées fonctionnellement entre-elles par des revois et des relais sur chaque des chaînes de commande aboutissant au plateau cyclique, une servo-commande hydraulique (2, 3, 15) développe les efforts nécessaires au pilotage. En version de base, l'appareil est à mono-commandes et sans pilote automatique (doubles commandes et pilote automatique sont « optionnels »).

- Chaîne de tangage.
- Chaîne de roulis
- Commande de collectif. En aval du combinateur, la commande de collectif utilise les chaînes de roulis et de tangage (déplacement égal des trois chaînes sur déplacement du levier de pas collectif).



- 1- Plateau cyclique.
- 2- servo-commande de roulis (G).
- 3- servo-commande de tangage.
- 4- Combineur.
- 5- Levier de pas collectif copilote à démontage rapide (double commande).
- 6- Arbre de conjugaison des leviers de pas.
- 7- Manche cyclique copilote à démontage rapide.
- 8- Arbre de conjugaison des manches cycliques.
- 9- Renvoi de latéral.
- 10- Manche cyclique pilote.
- 11- Levier de pas collectif pilote.
- 12- Relais des chaînes cycliques.
- 13- Bielles d'attaque des servo-commandes.
- 14- Servo-commande de roulis (D).

Le combineur est l'organe où se rencontrent commande de pas cyclique et commande de pas collectif. Il permet le fonctionnement de ces commandes indépendamment l'une de l'autre et sans interactions entre-elles. Entendez par là, qu'une variation du pas collectif ne modifie pas l'inclinaison du plateau cyclique (variation cyclique inchangée), et qu'un déplacement du manche cyclique ne

modifie pas le pas collectif (le plateau cyclique s'incline mais reste à la même hauteur).

III. 2. Fonctionnement des commandes du rotor principal :

Vous suivez facilement sur le schéma simplifié des chaînes de commande l'effet d'une action sur le manche cyclique et sur le pas collectif.

Exemple :

a°) Action du manche cyclique en latéral :

Si le manche est déplacé vers la droite, les chaînes de roulis qui se déplacent en sens contraire de la même valeur font basculer le plateau cyclique vers la droite autour de l'axe Y qui passe par la servo-commande de tangage.

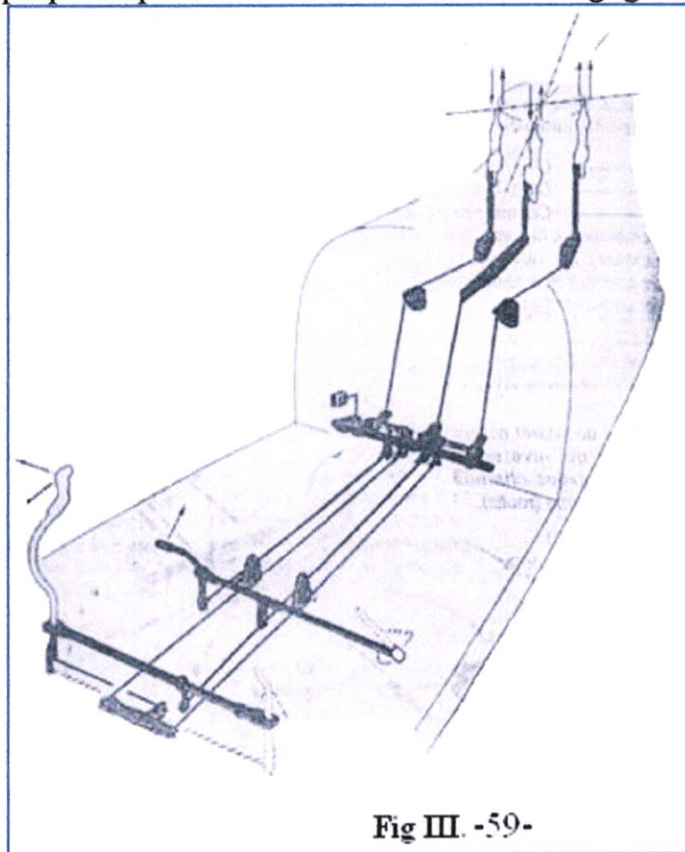


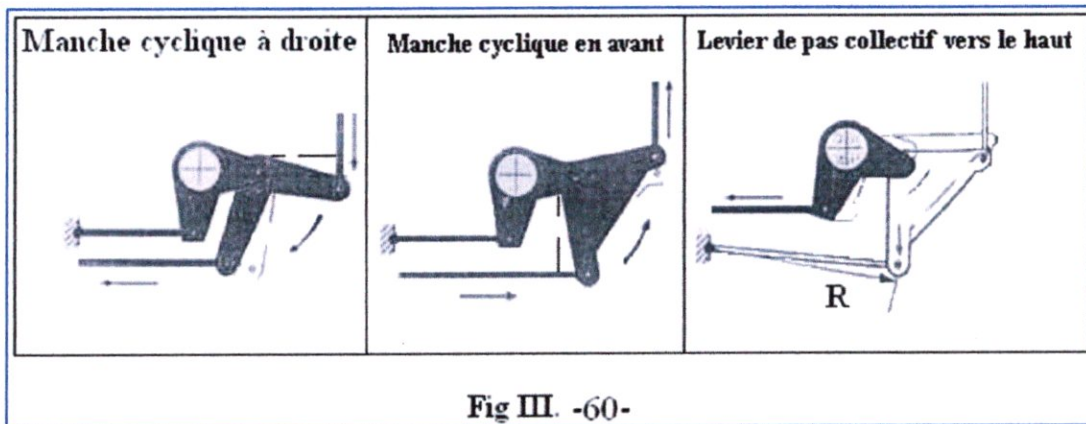
Fig III. -59-

b°) Action du manche cyclique en longitudinal :

Si le manche est déplacé vers l'avant, la chaîne de tangage fait basculer le plateau cyclique vers l'avant autour de l'axe X qui passe par les deux servo-commandes de roulis.

c°) Action du levier de pas collectif :

Si le levier de pas est tiré vers le haut (sens accroissement du pas) les chaînes de roulis et de tangage, en aval du combinateur, se déplacent de la même sens. Le plateau cyclique se déplace vers le haut, parallèlement à lui-même.



le renvoi de roulis pivote sur le renvoi de collectif qui est fixe. Sur l'autre renvoi le mouvement est inversé.

le renvoi de tangage pivote sur le renvoi de collectif qui est fixe.

l'arbre du combinateur et sur renvois de collectif entraînent d'une même valeur les renvois de tangage et de roulis.

Chapitre IV

Equilibre Stabilisé d'hélicoptère en vol

Equilibre en vol stabilisée

GENERALITE :

Un système est en équilibre lorsqu'il est au repos sous l'action d'un système de forces se neutralisant.

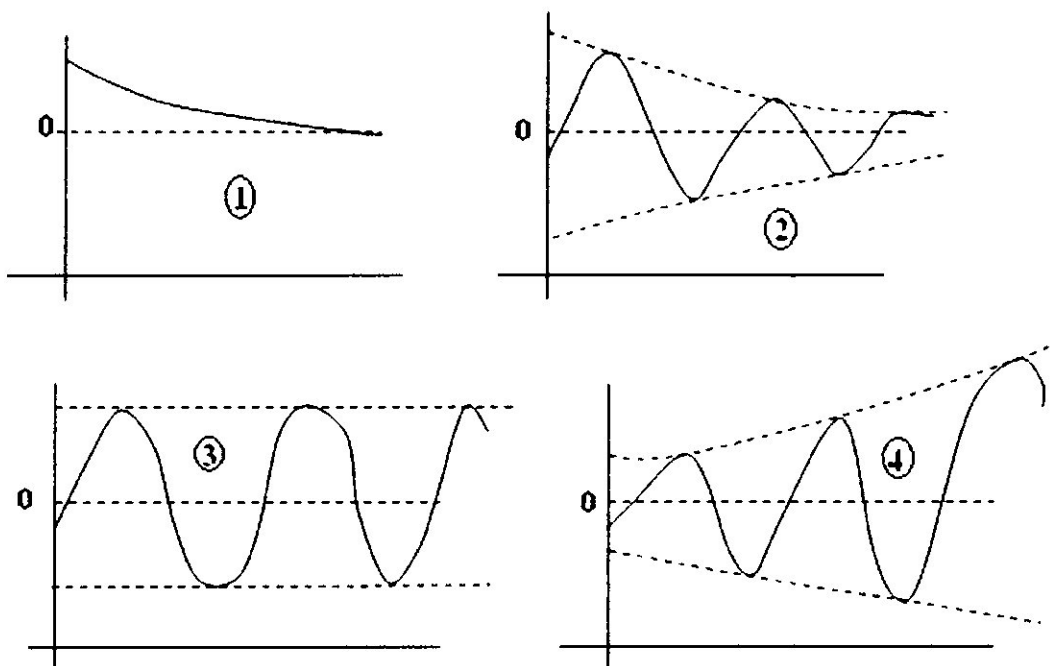
Trois types d'équilibre :

- **Equilibre stable** : le système, légèrement écarté de sa position d'équilibre, revient à cette position initiale.
- **Equilibre instable** : le système, légèrement écarté de sa position d'équilibre, a tendance à s'éloigner encore plus de cette position initiale.
- **Equilibre indifférent** : le système, légèrement écarté de sa position d'équilibre, reste dans la nouvelle position qu'il occupe.

1 – Stabilité statique – Stabilité dynamique :

Considérons un système présentant une position d'équilibre stable. Nous dirons que pour cette position, le système est **statiquement stable** ; il existe donc **un système d'efforts** (forces ou moments) de rappel. En étudiant la manière dont s'effectue le retour vers cette position d'équilibre, nous apercevons que plusieurs cas peuvent se produire :

- **l'écart diminue et garde un signe constant** ; nous dirons que le mouvement de retour est amorti. [1]
- **l'écart oscille autour du zéro, mais l'amplitude des oscillations diminue constamment** : le mouvement de retour est oscillatoire amorti. [2]
- **l'écart oscille autour du zéro, mais l'amplitude reste constante**. Les efforts rappellent le système dans la direction de sa position d'équilibre sans pouvoir l'y maintenir. Le mouvement de retour est entretenu. [3]
- **l'écart oscille autour du zéro, mais l'amplitude croit constamment**. Le mouvement de retour est oscillatoire divergent. [4]



Au point de vue du résultat, nous constatons qu'il convient de distinguer les deux premiers cas des deux derniers.

Les mouvements amorti et oscillatoire amorti se caractérisent par un retour effectif à la position d'équilibre après un certain temps, plus ou moins long. Nous dirons qu'ils sont dynamiquement stables.

Les mouvements entretenus et oscillatoire divergent se caractérisent par des passages successifs à la position d'équilibre sans pouvoir la maintenir. Ils sont dits dynamiquement instables.

En résumé :

- La stabilité statique caractérise l'existence d'efforts de rappel vers la position d'équilibre.
- La stabilité dynamique caractérise la nature du mouvement transitoire vers la position d'équilibre.

2 - Le flutter :

Nous pouvons avoir affaire à un équilibre qui soit statiquement stable mais qui ne le soit pas dynamiquement ; c'est le cas du flutter.

Dans ce cas vibrations aéroélastiques de la structure, sous l'action combinée des efforts élastiques et aérodynamiques, nous assistons à un mouvement auto-entretenu des vibrations.

La structure revient à sa position initiale d'équilibre, mais après chaque passage, le dépassement a lieu avec une amplitude croissante : le mouvement est oscillatoire divergent.

3 – Conditions d'équilibre:

L'ensemble des efforts se résume, dans le cadre de cette étude, en un moment résultant autour du centre de gravité tel que :

$$\sum M_G^t = 0 \text{ (Équilibre)}$$

4 – Condition de stabilité:

L'étude de la stabilité statique, dans le cas d'une position d'équilibre, se fera en cherchant s'il existe un couple de rappel.

Dans ce généralité on donne aussi deux choses très intéressantes qui sont : (1) particularité des empennages, (2) amortissement du rotor

1°) Particularité des empennages :

Dans le cas Générale on trouve sur un hélicoptère :

- un plan fixe horizontal (1).
- un dérive vertical
- Le plan horizontal est un profil NACA dissymétrique calé avec un angle par rapport à la référence horizontale, crée sous l'action du vent relative V_R une force aérodynamique dirigée vers le bas (déportance) qui tend à

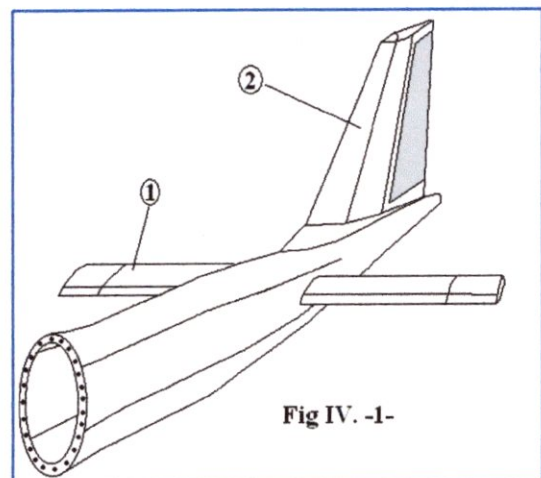


Fig IV. -1-

redresser l'appareil.

- La dérive verticale à un profil NACA symétrique qui assure une stabilisation dans l'axe lacet de l'appareil.

La dérive crée un moment de rappel contre une rafale de vent latéral.

- Il existe aussi dans certains cas une dérive horizontale inférieure de profil NACA dissymétrique, cette dérive engendre en vol de croisière une force aérodynamique que F_1 opposée au couple de réaction du rotor principale C_R donc agissant de le même sens que la poussée du rotor arrière ce qui permet de réduire le pas de celui-ci, donc d'économiser de la puissance.

2°) Amortissement du aû rotor :

Il est bien évident que sur une variation brutale du plateau cyclique ou bien sous l'action d'une perturbation extérieure, le rotor ne prend pas instantanément sa nouvelle position d'équilibre, et que le disque a donc un mouvement transitoire.

L'étude du mouvement transitoire de la pale montre que le basculement du disque peut être décrit avec une bonne précision par un premier ordre dont la constante de temps dépend de l'inertie de la pale en battement, I_p , ainsi que des caractéristique géométrique de la pale. Cette constante de temps T_0 s'écrit :

$$T_0 = \frac{16}{\gamma \cdot \Omega}$$

Ceci résulte de la résolution de l'équation aux battements :

$$I_p \cdot \frac{d^2\beta}{dt^2} + \Omega^2 \cdot G_3 \cdot \frac{1}{\Omega} \cdot \frac{d\beta}{dt} + I_p \cdot \Omega^2 \cdot \beta = M_0$$

avec : M_0 = moment aérodynamique qui se produirait sur la pale s'il n'y avait pas de battement.

A noter que, en l'absence de forces aérodynamiques, on écrit que $I_p \cdot \frac{d^2\beta}{dt^2}$ est égal au moment des forces centrifuges, C'est-à-dire : $I_p \left(\frac{d^2\beta}{dt^2} + \Omega^2 \beta \right) = 0$, équation différentielle dont la solution générale est :

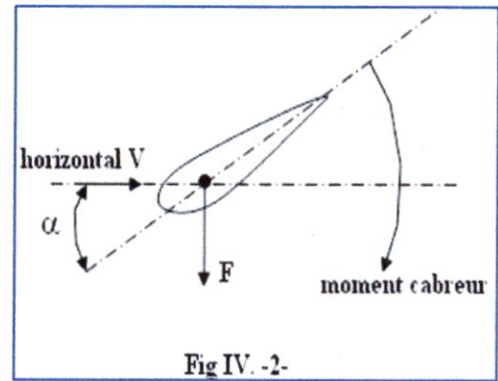


Fig IV. -2-

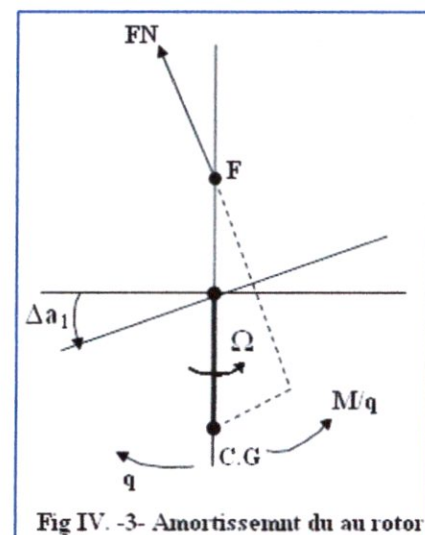
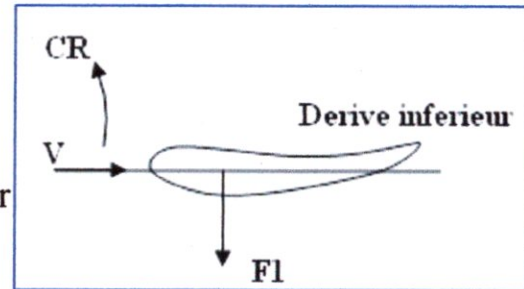


Fig IV. -3- Amortissement du aû rotor

$$\beta = -a_1 \cos \Omega t - b_1 \sin \Omega t$$

a_1 et b_1 étant des angles de levée dans deux plans perpendiculaires correspondant respectivement à $\Omega t = 0$ et $\pi/2$.

$$G_3 = \int_0^R \frac{dC_z}{di} \cdot r^3 \cdot dr \quad \ell = \text{corde de la pale.}$$

$$\tau_0 = \frac{2}{\frac{G_3}{I_p} \cdot \Omega} \quad \text{et : } \gamma = \frac{8G_3}{I_p} = \text{nombre de lock}$$

L'ordre de grandeur de la constante de temps τ_0 varie de 0,05 seconde (pale légère) > 0,2 seconde (pale lourde), ce qui représente une fraction de tour ou bien un tour rotor.

Si le fuselage tourne avec une vitesse angulaire q , le rotor suit le mouvement du fuselage, mais alors avec un certain retard défini par :

$$\tau \cdot q = \frac{16}{\gamma \cdot \Omega} \cdot q \quad (\text{En vol stationnaire})$$

Ce qui se traduira par un basculement du disque Δa_1 en arrière et par conséquent un moment par rapport au centre de gravité proportionnel et opposé à q que l'on désigne suivant le mouvement considéré sous le terme d'amortissement de tangage ou de roulis.

Dans ce chapitre, on essayons de vous faire comprendre le comportement de l'hélicoptère d'un point de vue physique en parlant des caractéristique de fonctionnement du rotor, et du l'étude de l'équilibre de l'appareil en vol stabilisée, en suit j'aborderait les problèmes essentiels de la stabilité de l'hélicoptère, et car les combinaison qui ce trouve entre la stabilité et la maniabilité on donne quelque critères de maniabilité.

I. Equilibre De L'appareil En Vol Stabilisée:

- *Etude particulière du centrage:*

L'équilibre de l'hélicoptère n'étant assure qu'à partir du moment ou les forces P. FX et FN sont concourants. Un déplace nient du centre de gravité peut perturber considérablement cet équilibre ; dans le cas de déplacements importants. Le pilote risque d'arriver en position limite de commandes.

Nous avons schématisé sur la fig.3, la variation de centrage introduite par une charge supplémentaire placée, dans Ce cas particulier, a lavant de l'appareil.

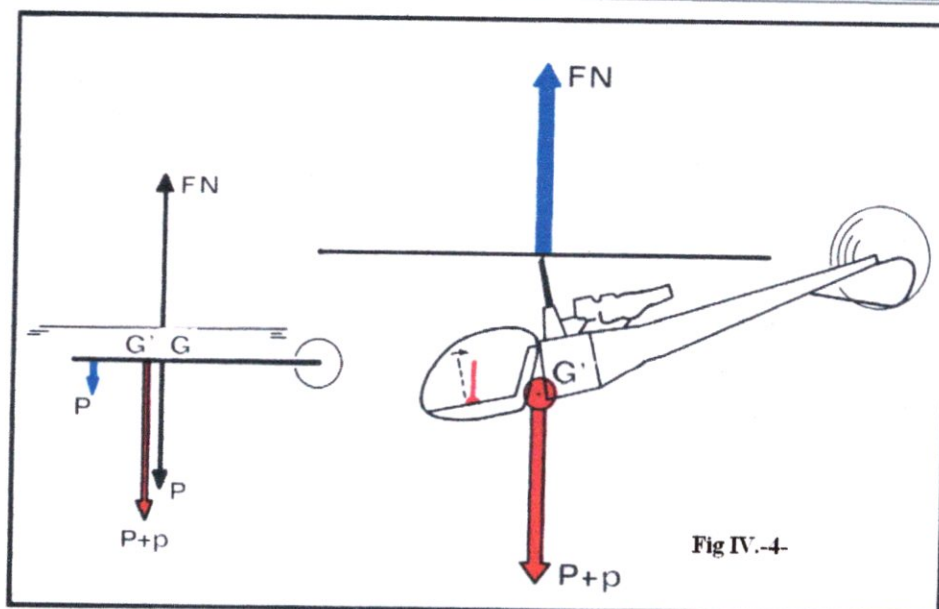


Fig IV.-4-

- a) L'équilibre est soumis aux conditions suivantes
- le centre de gravité G se déplace et vient en G' ,
 - l'appareil s'incline jusqu'au moment où FN se retrouve dans le prolongement de G' ,
 - l'horizontalité du rotor, nécessaire au vol stationnaire, se traduit par une position de manche vers l'arrière,

b) Imaginons maintenant qu'un vol assez long se poursuive dans conditions La consommation de carburant entraîne un déplacement continu du centre de gravité vers l'avant, au-delà des limites prévues, et dans des proportions telles qu'à la fin du vol le pilote risque de ne plus pouvoir maintenir son appareil en vol stationnaire.

La courbe de la figure 5 est une représentation de la manoeuvrabilité d'une Alouette II en vol stationnaire et en limite de centrage avant.

Notez que le vent plein travers droit est plus critique que le vent arrière dans le cas d'un vent assez fort le pilote dépasse la zone de garde de manche longitudinal (égale comme dans le cas du cyclique latéral à 10% du débattement total).

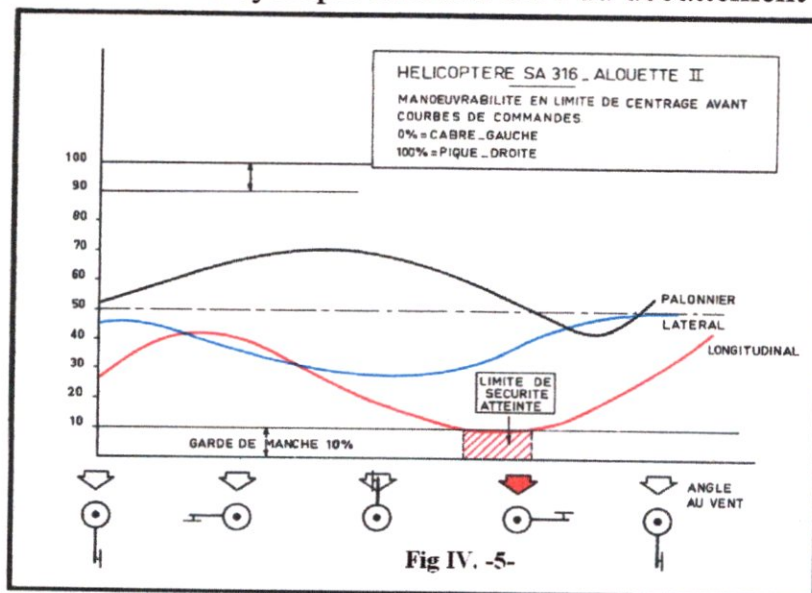


Fig IV. -5-

Le centrage d'un hélicoptère a rotor articulé doit ainsi demeurer dans des limites assez étroites. Dans le cas d'un moyeu rigide, sans articulations. Ces limites sont considérablement augmentées, ces appareils disposent de possibilités de centrage beaucoup plus importantes.

A titre d'exemple, la figure 6 résume le diagramme très simple, nécessaire au centrage d'une Alouette II.

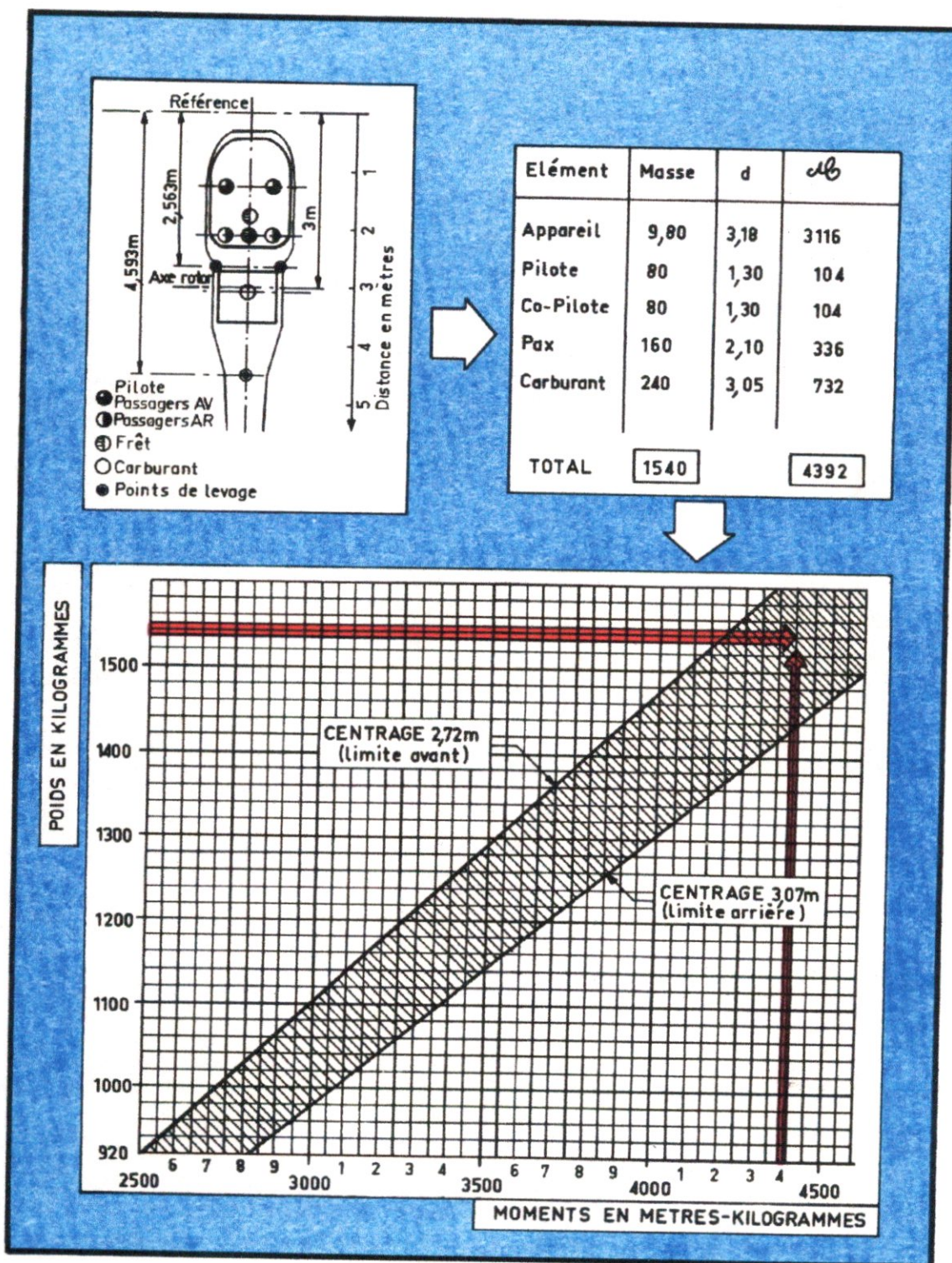
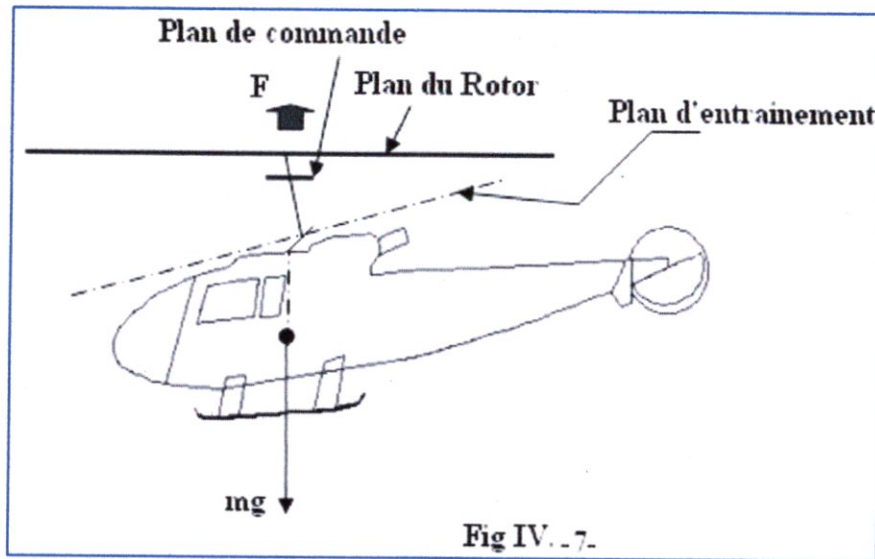


Fig IV. -6-

I.1 Equilibre Longitudinal :

En vol stationnaire (Fig 3), les seules forces en présence sont le poids de l'appareil au centre de gravité de l'ensemble, et le portance du rotor qui est appliquée au centre de rotor, donc à :

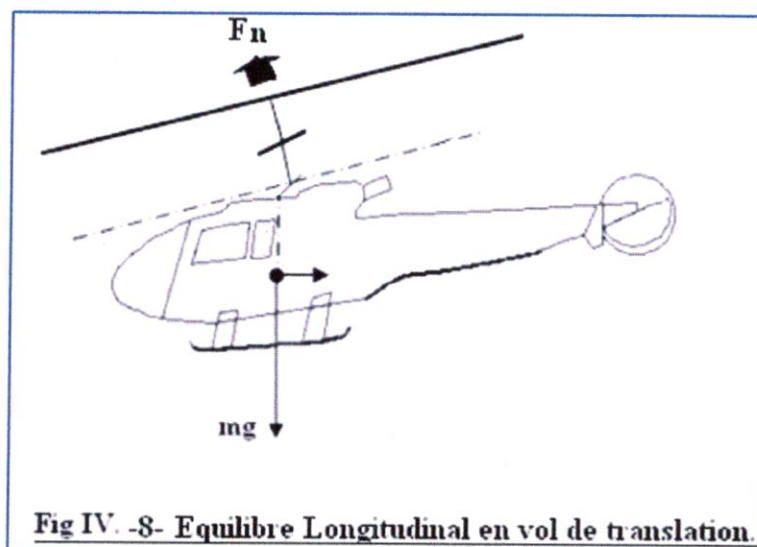


Par conséquent, le centre de gravité peut se placer à l'aplomb du foyer, le plan du rotor étant horizontal.

Comme la vitesse de l'air par rapport à la pale est constante sur un rotor, il n'y a pas de variation d'incidence cyclique sur la pale, et par conséquent le plateau cyclique est horizontal.

Plus le centrage de l'appareil sera avancé par rapport à l'arbre, plus l'assiette de l'appareil sera à piquer et plus le manche sera reculé pour maintenir l'horizontalité du plateau cyclique.

En vol de translation (Figure 8), il convient d'ajouter sur le fuselage les efforts aérodynamiques que l'on peut réduire à une force appliquée au CG, la traînée du fuselage et un moment de tangage. Le disque rotor est incliné de façon à ce que la poussée rotor équilibre la résultante du poids et de la traînée fuselage. Le fuselage prend une assiette d'équilibre de façon à ce que le moment du à la poussée rotor par rapport au CG. Equilibre le moment de fuselage.



L'inclinaison du plateau cyclique vers l'avant par rapport à l'arbre servira donc à :

- contrer la tendance au basculement du disque en arrière du à la vitesse.
- assurer le basculement du disque vers l'avant par rapport à la vitesse.
- compenser la variation d'assiette du fuselage.

L'inclinaison du plateau cyclique se calcule donc simplement à partir de l'équation de battement de la pale, les caractéristiques aérodynamique du fuselage et les considérations d'équilibre.

I.2 Equilibre De Lacet :

a) En vol stationnaire : il est nécessaire d'équilibrer le couple de renversement du rotor principale a l'aide d'un effort développé par le rotor arrière. Si T_y est la poussée développée par le rotor arrière et l_0 le bras de levier de ce rotor par rapport au centre de gravité G de l'appareil, le moment $T_y \times l_0$ annule la tendance à la rotation, mais ne compense pas entièrement le couple rotor.

b) En vol de translation : l'équilibre est légèrement modifié par suite du moment de lacet du fuselage, lequel dépend de la dissymétrie de l'appareil et de l'influence du flux rotor sur la dérive et la fuselage ainsi que du dérapage pour un cas de vol dérapé.

Dans les deux cas, le contrôle s'effectue en modifiant le pas du rotor arrière au palonnier.

I.3 Equilibre latéral :

I.3.1 Equilibre du mouvement dérive :

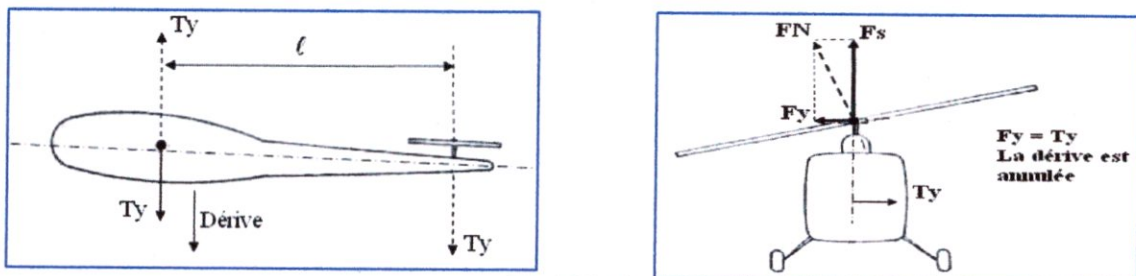


Fig IV. -9-

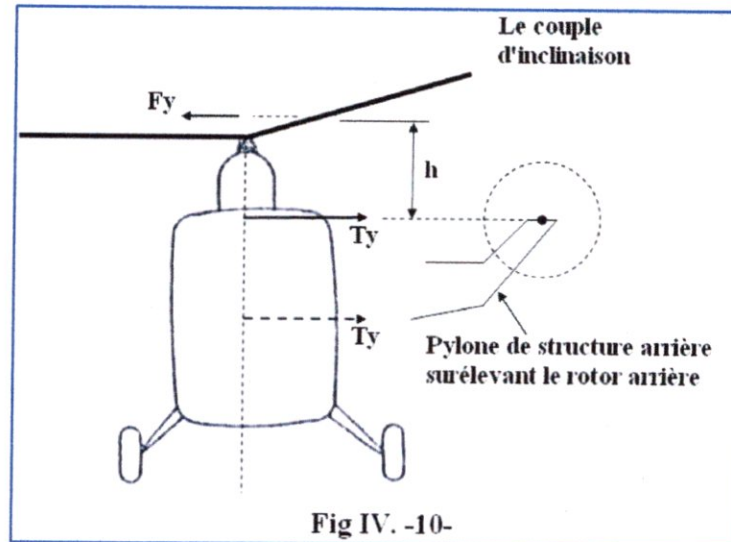
Pour annuler la dérive il faut opposer à T_y une force égale dirigée en sens contraire. Ce résultat est atteint par inclinaison du disque rotor principal dans le sens opposé à T_y et d'un angle tel que la composante horizontale F_y de la portance F_N soit égale à T_y .

L'inclinaison du plan de rotation du rotor principal est obtenue, bien sur, par variation cyclique latérale du pas (manche cyclique à droite si T_y est dirigée vers la gauche, et inversement). Pour éviter de piloter avec, en permanence, LE MANCHE DE TRAVERSES, deux moyens sont utilisés :

- ✓ Le mat rotor principal est, par construction, légèrement incliné dans le sens opposé à T_y .

- ✓ Le manche cyclique est DECENTRE, par un calage approprié de la chaîne de commande, de telle manière que, manche vertical, le plateau cyclique soit légèrement incliné provoquant l'inclinaison latérale du disque rotor.

L'angle d'inclinaison du mat rotor et le décalage du manche sont déterminés pour compenser T_y dans les conditions courantes du vol. En dehors de ces conditions, il faut agir sur le manche cyclique pour compenser les variations de T_y , car nous en parlerons, T_y varie en fonction du couple moteur appliqué au rotor principal.



Mais, on ne se débarrasse pas aussi facilement des séquelles de la poussée T_y du rotor arrière. L'inclinaison du rotor principal compense bien le mouvement de dérive mais, il reste en présence deux forces égales et opposées (F_y et T_y) soit un couple de moment $h \times F_y$ qui tend à incliner l'hélicoptère. Pour diminuer le couple d'inclinaison on joue sur la longueur h du bras de levier, notamment en surélevant l'axe de rotation du rotor arrière afin que h soit le plus petit possible.

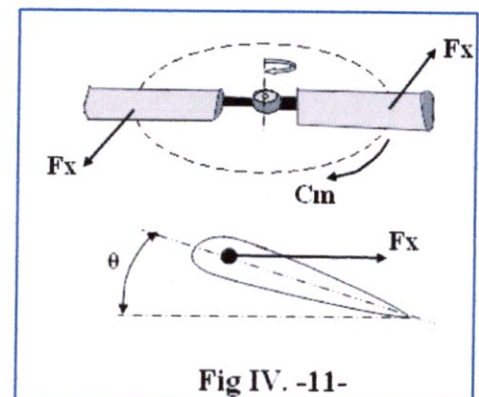
1.3.2 Variation Du Couple de Réaction du Rotor Principal et Comment Faire Varier les deux Grandeurs T_y et F_y Equilibrant Ce Couple :

Retenez : Si le pas collectif θ varie, le couple de réaction du rotor principal varie dans le même sens.

Conséquence : T_y et F_y doivent varier dans le même sens que θ .

Le couple de réaction du rotor principal est égal et opposé au couple moteur (C_m) qui équilibre la traînée F_x des pales. Est en fonction du pas collectif θ . Donc si θ varie le couple moteur varie dans le même sens afin d'équilibrer la traînée des pales.

Pour maintenir l'hélicoptère en équilibre autour de son axe de lacet le pilote doit donc doser la valeur de la poussée T_y en fonction de la valeur du couple moteur, c'est-à-dire en fonction du pas collectif θ des pales principales.



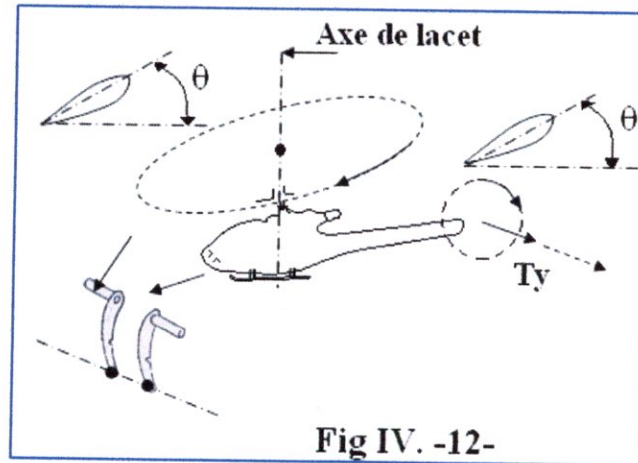


Fig IV. -12-

Exemple : si θ pales principales augmente, le pilote doit pousser le pédale droite vers l'avant jusqu'à ce que T_y augmentant, équilibre la nouvelle valeur du couple de réaction du rotor principal.

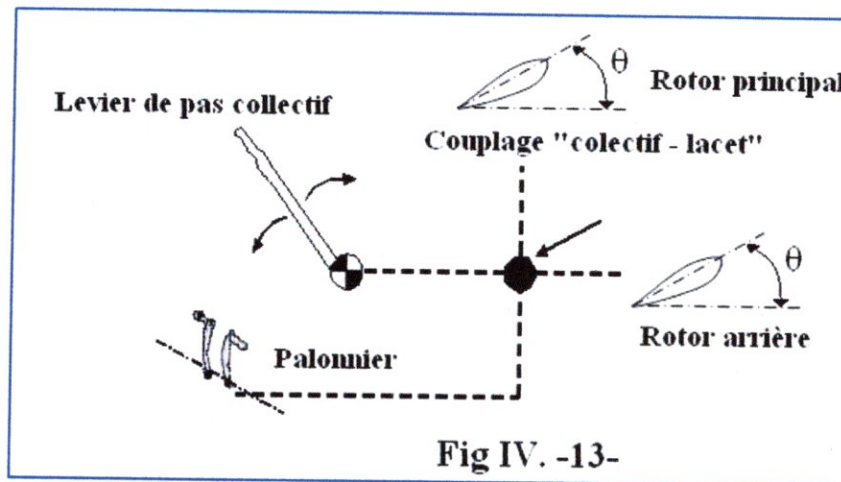


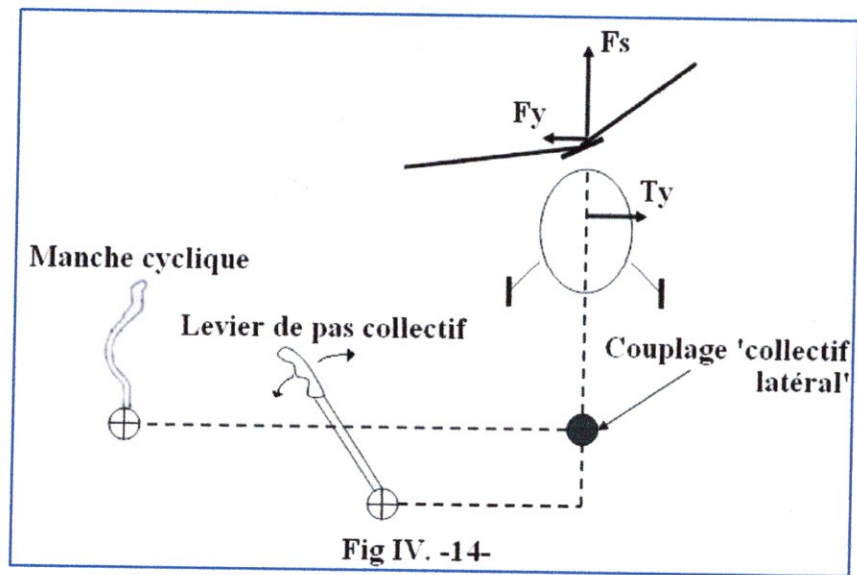
Fig IV. -13-

Un mécanisme simple permet de libérer le pilote de cette servitude. C'est le couplage « pas collectif » rotor principal- pas rotor arrière (couplage 'collectif-lacet'). Pour une position donnée des pédales, toute action du pilote sur le levier de pas collectif fait varier simultanément et dans le même θ rotor principal et θ rotor arrière, de manière que la poussée T_y équilibre automatiquement le couple de réaction du rotor principal quelle que soit la valeur de θ rotor principal. Notons que ce couplage n'existe que sur les appareils équipés d'un pilote automatique.

1.3.3. Compensation automatique de la dérive :

Pour compenser la dérive due à la poussée T_y du rotor arrière le pilote doit, par action latérale du manche cyclique, incliner le rotor principale dans le sens opposé à T_y et ce d'autant plus que T_y est grand pour que à tout moment F_y soit égale à T_y (condition d'équilibre). La aussi un moyen simple peut délivrer le pilote de cette servitude. C'est le couplage 'collectif - cyclique latéral'. Pour une position donnée du manche cyclique, tout action sur le levier de pas collectif modifie l'inclinaison du plateau cyclique (dans du plan de rotation) dans un sens tel que l'équilibre $F_y = T_y$ soit réalisé. Ici, lorsque θ collectif croit, l'inclinaison du plan

de rotation, sur la droite, augmente. Ce type de couplage est peu usité. Parmi la gamme d'hélicoptères de l'aérospatiale seul le Super Frelon en est équipé.

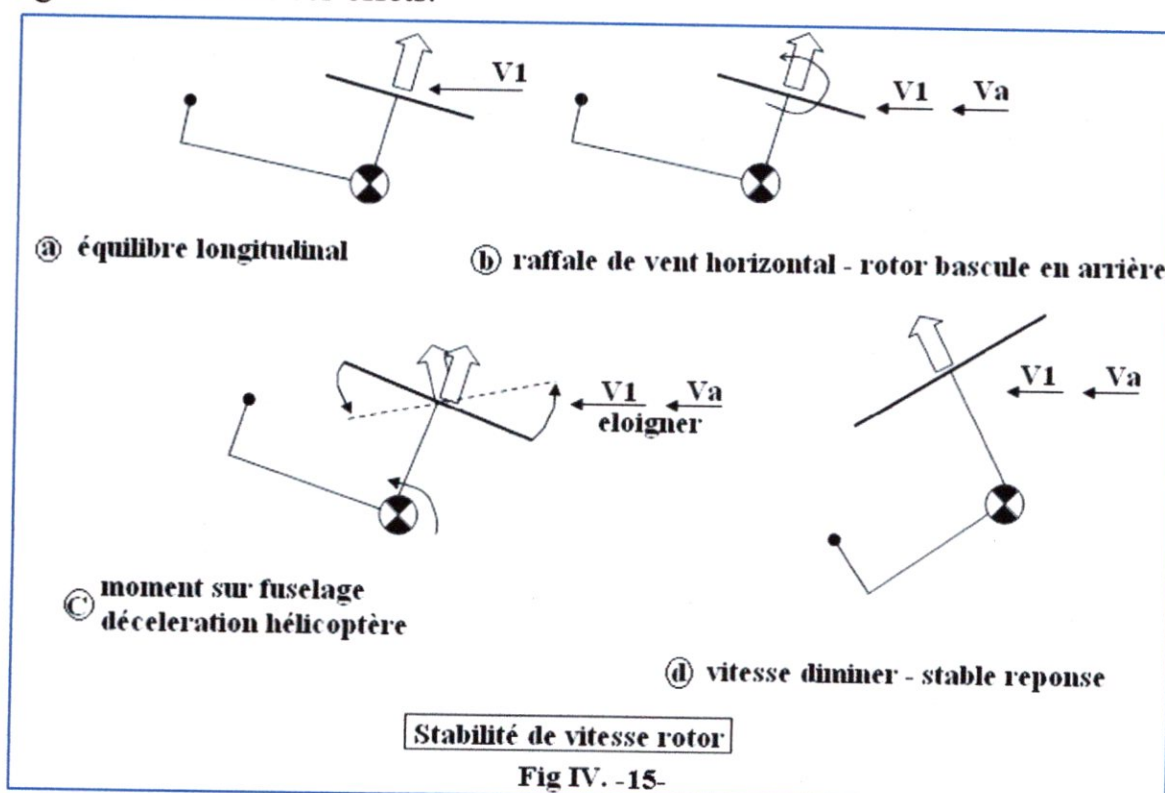


Stabilité statique

I. Stabilité Statique Longitudinal:

a) Stabilité De Vitesse Du Rotor :

Considérons un changement de vitesse de l'air en avant du disque rotor (l'hélicoptère initialement sont considérée est en équilibre en vol de translation), causé par un rafale de vent horizontale est opposé au déplacement de l'hélicoptère, l'influence de l'augmentation de la vitesse de l'air en avant de disque immédiatement la pression aérodynamique sur la pale avançant est augmenté, et sur la pale reculante est diminuée, ainsi que la vitesse de cette rafale de vent sont additionner avec la vitesse de rotation de la pale avançant, et substract avec la vitesse de rotation de la pale reculante la résultat immédiate est la dissymétrie de la portance rotor mais à cause de la mécanisme de battement verticale, et par effet gyroscopique le rotor bascule en arrière après certain moment définie par le constat de temps du rotor principale le fuselage suite le rotor, ce qui permet de décélérée l'hélicoptère, et l'augmentation précédant de la vitesse de l'air est diminuer donc revient à sa valeur initiale que l'on appelle improprement stabilité de vitesse rotor la figure 15 résumes ces effets.



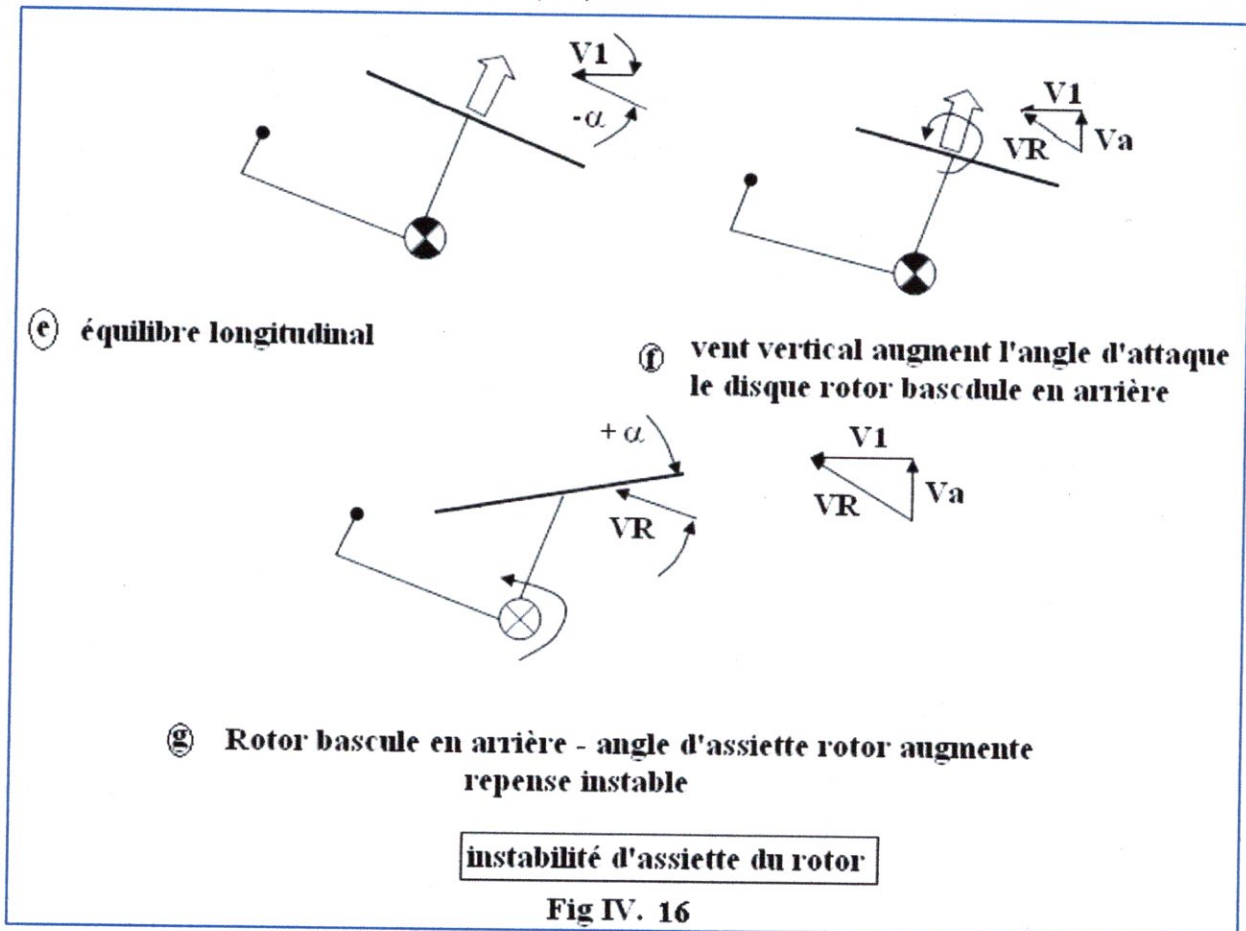
b) Instabilité D'assiette Du Rotor :

Cet effet n'apparaît qu'en vol de translation, car, en vol stationnaire, le flux à traverses le rotor est indépendant de la position du disque dans l'espace. Si l'incidence du fuselage est modifiée (par exemple à cabrer), le rotor suit, mais, comme le flux à traverses le rotor diminue, l'incidence de chaque pale est augmentée, il y a donc augmentation de la portance rotor ; mais cet effort d'augmentation d'incidence est plus important sur la pale avançant, donc le disque bascule en arrière par rapport à la nouvelle position de l'arbre.

Il y a ainsi, par rapport au centre de gravité appareil, une variation de moment instable qui caractérise l'instabilité statique d'assiette du rotor.

Il faut noter que, pour une variation d'incidence à piquer, il y a au contraire une diminution de la poussée rotor ; ce qui explique que l'instabilité d'assiette du rotor est plus grand à cabrer qu'à piquer.

L'exemple de la figure (16) explique l'instabilité d'assiette du rotor dûe à une rafale de vent vertical ascendante (V_a).



II. Stabilité statique roulis lacet :

Deux caractéristiques importantes sur la stabilité statique roulis – lacet d'hélicoptère qui sont :

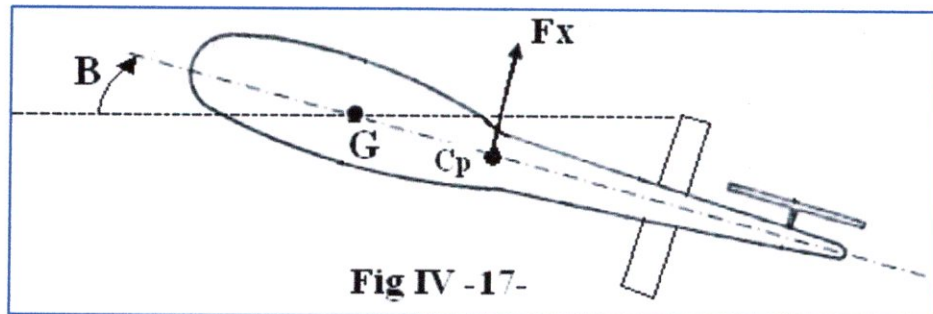
- a°) stabilité de route ;
- b°) effet dièdre du rotor principale.

a°) Stabilité statique de route : stabilité statique de route, ou stabilité girouette il résulte d'un moment de rappel en lacet provoquée par le dérapage (le dérapage B est l'angle formé par le vecteur vitesse est à gauche de l'hélicoptère).

Il caractérise la stabilité sur l'axe lacet, cette stabilité est dépend de trois sources qui sont : (moment aérodynamique crée par le fuselage, le moment aérodynamique crée par l'empennage, et le moment crée par le rotor arrière dûe au changement d'incidence.

➤ **moment aérodynamique de fuselage :** lorsque l'hélicoptère se met en dérapage B, le fuselage est soumis à des forces aérodynamiques dont une composante F_y appliqué au centre de poussée de la fuselage C_p est largement impliquée dans la stabilité statique de route de l'hélicoptère ceci dépendra de la

position de C_p par rapport a centre de gravité G - C_p placé en avant de G : le couple crée aura tendance à augmenter le dérapage B
 - C_p placé en arrière de G : au contraire l'effet sera stabilisant



➤ **moment de l'empennage vertical**: l'empennage vertical à un effet prépondérant sur la stabilité de route l'empennage vertical toujours situe en arrière du centre de gravité G la composante aérodynamique F_{y_e} perpendiculaire au profil crée une force de rappel si $B \neq 0$

l'empennage vertical à une action stabilisant, cette action est proportionnelle à F_{y_e}

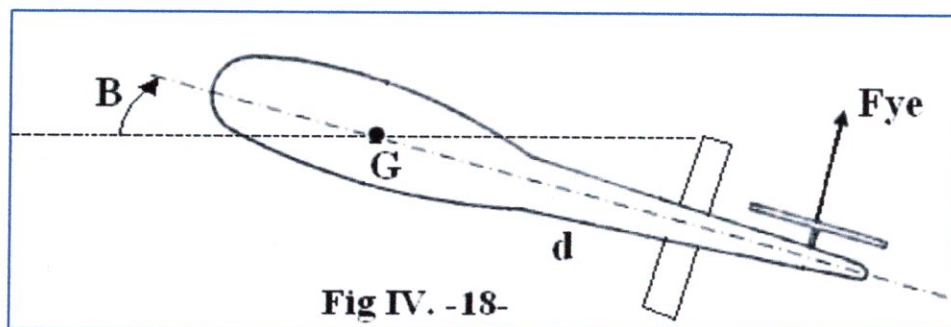
$$F_{y_e} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{y_e} C_{y_e} = \text{coefficient aérodynamique assimilable à } C_z \text{ pour la}$$

pale.

l'effet stabilisant sera d'autant plus efficace que la distance d entre G et le centre de poussée de l'empennage sera grande.

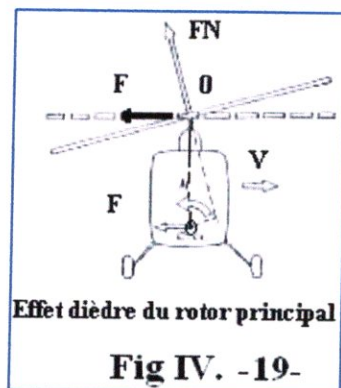
➤ **moment crée par le rotor arrière** : de même le rotor arrière sous une variation d'incidence dûe au dérapage crée une force qui à pour effet de ramené l'hélicoptère à un dérapage nul. Dans le cas générale et sous l'action d'un dérapage le rotor arrière et la dérive, par suite de la variation d'incidence, créent un moment de rappel statique lié à la variation ΔF d'effort sur la queue, moment appelé stabilité de lacet. Les axes principaux d'inertie de l'appareil ne passant pas toujours par les points d'application de ces efforts, il y a aura des dérives de couplage des deux mouvements roulis induit par le lacet et lacet induit par le roulis. Au point de vue amortissement, le rotor principal introduit un fort moment d'amortissement de roulis par suite de la constante de temps du

rotor, alors que la vitesse angulaire de lacet $\frac{d\omega}{dt}$ produit sur la queue une variation d'incidence proportionnelle, donc un ΔF et un moment par rapport au C.G qui constitue l'amortissement de lacet de l'hélicoptère.



b°) Effet Dièdre du rotor principal :

Lorsque l'hélicoptère se met en dérapage, par suite du basculement du disque dû à la variation de vitesse latérale (comme en vol stationnaire), il se crée un effort opposé à la variation de vitesse et un moment que l'on appelle effet dièdre du rotor, comme dans le cas de l'aile d'avion en vol dérapé.



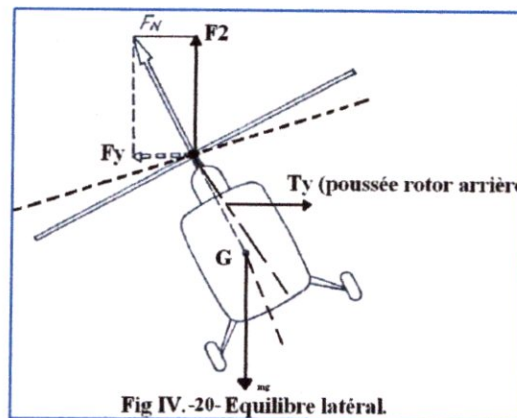
Stabilité dynamique

I. Stabilité Dynamique En Vol Stationnaire :

La particularité de l'hélicoptère en vol stationnaire est être toujours instable sans dispositif de stabilisation.

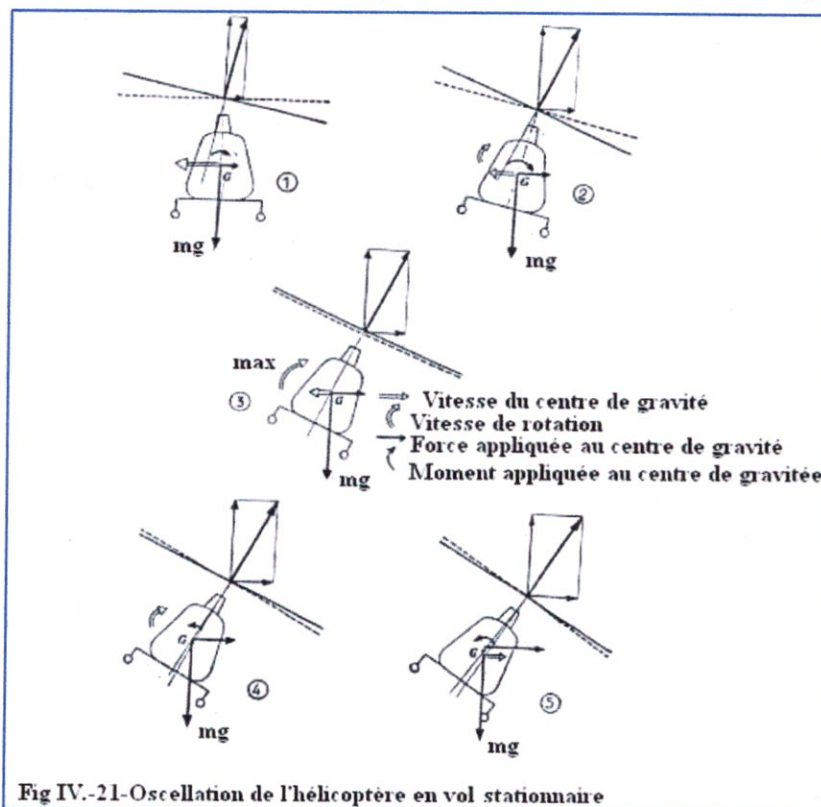
Le déplacement vertical du centre de gravité étant pratiquement nul, il y a superposition de deux mouvements :

- Un mouvement d'assiette à courte période fortement amorti ;
- Un mouvement couplé de vitesse et d'assiette, de période comprise entre 9 et 20 secondes, avec un temps de doublement de l'ordre d'une demi période à deux périodes.



Sur un hélicoptère en vol stationnaire, le plateau cyclique (ou plan de contrôle) est parallèlement au plan du rotor. Si l'appareil est soumis à une rafale latérale, il y a inclinaison de l'ensemble fuselage mat rotor et du plan de contrôle. Ce dernier, par l'intermédiaire des biellettes, agit sur l'incidence des pales, et dans ces conditions il apparaît une différence de portance se traduisant par un couple, avec basculement latéral du disque par effet gyroscopique.

Les schémas de la figure 21 illustrent l'instabilité de l'hélicoptère en vol stationnaire.



Sur le schéma 1, l'appareil, sous l'action d'une rafale entraînant le centre de gravité vers la gauche, se déplace suivant le vecteur vitesse ; le rotor se cabre au vent, et il y a apparition d'une force horizontale et d'un mouvement tendant à faire basculer l'appareil.

Le basculement du schéma 2 laisse apparaître une vitesse angulaire de rotation q , en même temps que le moment augmente. La composante horizontale du rotor augmente, ce qui a pour effet de diminuer la vitesse du centre de gravité.

Sur le schéma 3, la vitesse du centre de gravité est presque nulle ; le plan du disque rotor est parallèle au plan de contrôle, la vitesse angulaire q est maximale, et le moment M est nul.

Sur le schéma 4, la vitesse angulaire q diminue, ce qui est la conséquence de l'apparition du moment M ; la vitesse du centre de gravité est nulle.

Sur le schéma 5, le moment agit contre la vitesse angulaire q et l'annule ; la composante horizontale du rotor atteint sa valeur maximale. L'assiette latérale est maximale, et le centre de gravité apparaît avec une vitesse qui a changé de sens.

Ces cinq schémas montrent ce qui se passe sous l'action d'une rafale entraînant le centre de gravité vers la gauche ; un raisonnement identique, à partir du schéma 5, correspondrait à une rafale entraînant le centre de gravité vers la droite.

En définitive, si les forces tendent à ramener l'appareil à sa position d'équilibre, les moments se développent avec un certain retard par rapport à l'inclinaison de l'appareil, et tendent à augmenter cette inclinaison plutôt qu'à la diminuer ; il en résulte nécessairement des oscillations entretenues.

Ce comportement est tout à fait analogue à celui d'un avion en roulis dans un de vol symétrique, l'amortissement de l'aile en roulis étant équivalent à l'amortissement du rotor, et l'effet dièdre de l'aile en fonction du dérapage étant analogue à la stabilité de vitesse du rotor.

II. Stabilité Dynamique Longitudinale En Vol De Translation :

La stabilité dynamique longitudinale de l'hélicoptère en vol de translation dépend étroitement de trois coefficients aérodynamiques :

Stabilité de vitesse ou moment du à une variation de vitesse dans un plan horizontal.

Stabilité d'assiette ou moment du à une variation d'incidence.

Amortissement de tangage ou moment du à une variation de vitesse angulaire de tangage.

En étudiant le fonctionnement du rotor, on a vu que celui-ci apporte trois éléments :

- Une certaine stabilité de vitesse par suite du basculement du disque en arrière avec la vitesse ;
- Un amortissement de tangage à cause de la constante de temps du rotor ;
- Une instabilité d'assiette liée à la variation du flux à travers le disque.

Le fuselage seul, sans empennage, a généralement un coefficient de moment piqueur ; il est donc instable en vitesse. Ce coefficient de moment devenant moins

piqueur lorsque l'incidence augmente, le fuselage est instable en assiette. Le rôle de empennage est bien sur de compenser l'instabilité d'assiette du rotor et du fuselage en grande partie. Il contribue aussi à la stabilité de vitesse et à l'amortissement de tangage, mais de façon moins primordiale.

Le mouvement de l'hélicoptère est la superposition de deux modes :

- Un mouvement oscillatoire très amorti à courte période. Qui dégénère parfois en deux mouvements apériodiques.
- Un mouvement oscillatoire de longue période peu amorti ou même divergent, de période 15 à 25 s, analogue à la phygoïde de l'avion, c'est-à-dire à une oscillation sinusoïdale de vitesse et d'altitude dans un plan vertical.

Ce mouvement, qui apparaît en vol manche bloqué, est considéré comme acceptable

en vol à vue si le temps de doublement est supérieur à 10 s.

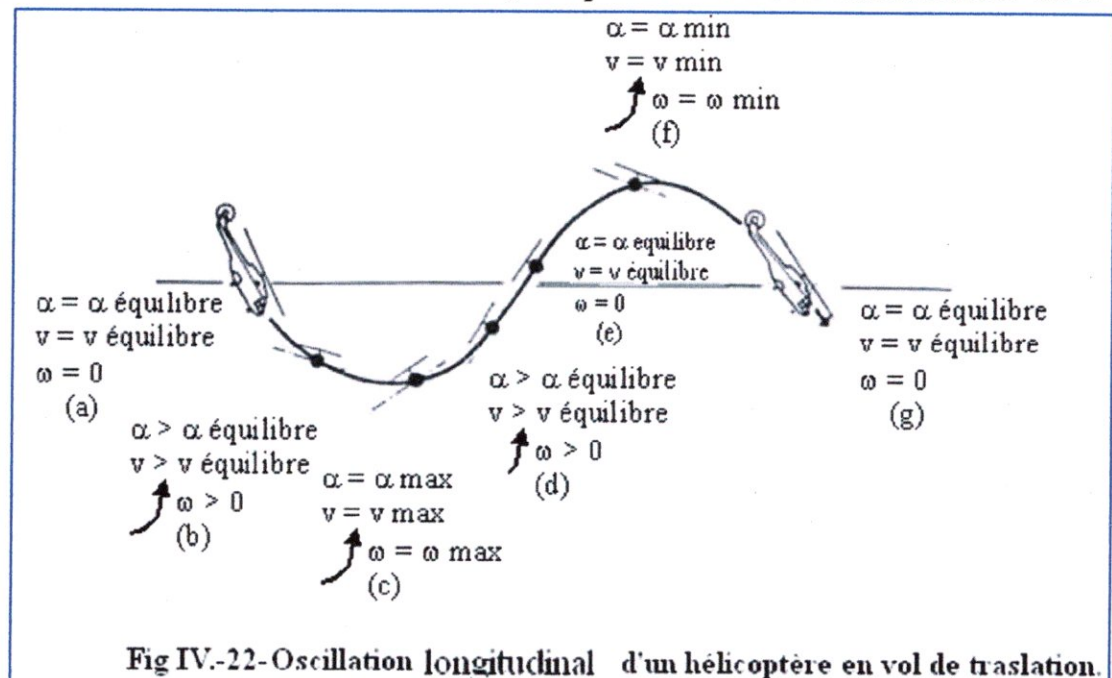
Pour le vol aux instruments, stabilisateur automatique coupé, les exigences des normes sont plus sévères (indifférence du mouvement au minimum).

Pratiquement, pour un appareil de faible tonnage volant à 200 km/h, cela se traduit par des variations de vitesse de ± 20 km/h et des variations d'assiette de $\pm 15^\circ$ comme ordre de grandeur. Généralement, le mouvement est couplé avec le roulis de manière plus ou moins grande suivant la vitesse et aussi le type d'appareil.

La figure 3 décrit la phygoïde dans le cas d'un hélicoptère à stabilité d'assiette nulle. L'appareil étant en vol de palier, une rafale l'oblige par exemple à piquer, donc à descendre (a).

La composante du poids sur la trajectoire accélère l'appareil (b).

A cause de la stabilité de vitesse du rotor, le disque bascule en arrière. Le moment ainsi créé provoque une accélération angulaire à cabrer du fuselage. La vitesse angulaire ainsi créée permet au fuselage de rattraper peu à peu le rotor par suite de l'effet d'amortissement du au rotor, ce qui diminue son basculement du à la vitesse.



Simultanément, l'angle d'attaque du rotor par rapport à la trajectoire est de plus en plus cabré, ce qui se traduit par une augmentation de la portance. La vitesse verticale diminue donc.

En (c) l'appareil a sensiblement la vitesse maximale, la vitesse angulaire et l'incidence maximales.

La portance du rotor devenant plus grande que le poids, l'appareil se met à monter ; la composante du poids sur la trajectoire freine l'appareil, le basculement du à la vitesse diminue donc. Et cela en plus de la diminution dû à l'amortissement de tangage. Le disque finit par basculer vers l'avant. Arrivé en (d), la vitesse angulaire du fuselage est nulle, la vitesse et l'incidence égales aux valeurs d'équilibre, mais l'appareil continue à monter et à décélérer ; les phénomènes de (a) à (d) se répètent mais en sens inverse.

Cette figure permet de déduire quelques tendances sur la période du mouvement. Si la stabilité de vitesse est augmentée, l'incidence du rotor pour laquelle la portance l'emporte sur le poids est atteinte plus rapidement, le basculement dû à la vitesse étant plus difficilement compensé par le basculement en sens inverse dû à la vitesse angulaire.

Donc, la période diminue avec l'augmentation de la stabilité de vitesse et augmente au contraire avec l'amortissement de tangage.

Si l'hélicoptère est maintenant instable en incidence, le moment à cabrer correspondant dans la première partie du mouvement (a) à (c) a tendance à augmenter les incidences, donc le point (c) est atteint plus tôt. L'instabilité d'assiette réduit donc la valeur de la période.

III. *Stabilité Dynamique Roulis Lacet En Vol De Translation :*

• Description Des Mouvements De L'appareil : Le mouvement de l'hélicoptère en roulis lacet est constitué par la superposition de trois mouvements :

- Le mouvement de roulis autour de l'axe correspondant, lequel est bien amorti à cause du fort amortissement de roulis dû au rotor ;
- Le mouvement spiral qui correspond à un mouvement de virage permanent ; en général, l'hélicoptère est instable ou proche de l'indifférence ;

Un mouvement oscillatoire à faible période, qui est un mouvement couplé autour de

l'axe de roulis et de lacet, mouvement que l'on désigne par 'roulis hollandais' sur avion.

Dans ce cas, sous l'action d'une rafale l'hélicoptère se met en dérapage. L'effet dièdre du rotor induit un mouvement en assiette angulaire rapide du fuselage, tandis que la dérive et le rotor arrière ramènent par leur stabilité statique l'appareil dans le lit du vent.

Les mouvements de roulis et de lacet sont atténués par les amortissements provenant du rotor principal et de la queue de l'appareil.

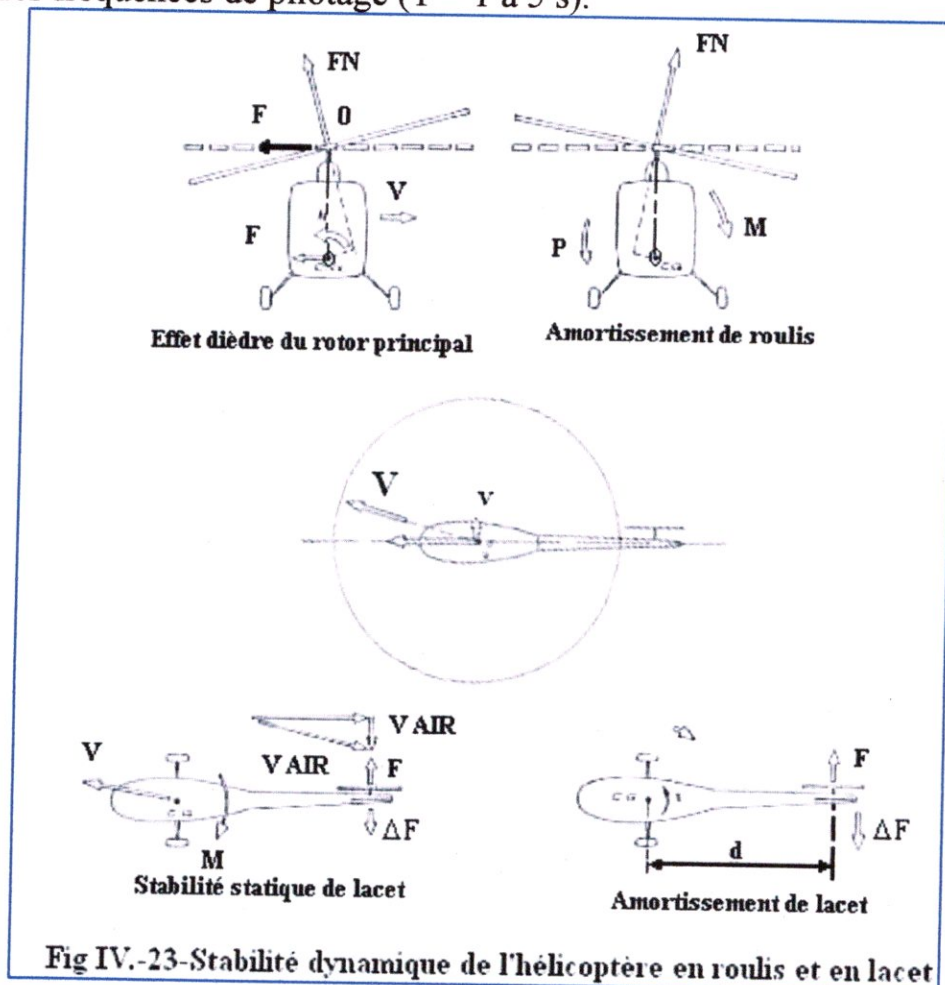
La période de ce mouvement est généralement très courte, et l'amortissement du mouvement très faible se détériore le plus souvent avec la vitesse de l'appareil.

Ceci est lié à la valeur élevée de l'effet dièdre du rotor que l'on ne peut pas corriger comme dans le cas de l'avion où l'on modifie le dièdre de l'aile.

Par ailleurs, la surface de la dérive est généralement insuffisante, et toute augmentation pose le problème du recule du centrage de l'appareil (la plage de centrage admissible pour un appareil de tonnage 1,5 t étant au maximum de plus ou moins 15 cm autour de la verticale du centre tête rotor).

La dérive étant de plus dans le souffle rotor, son alimentation est mauvaise, ce qui diminue encore son rôle stabilisateur.

Ce mouvement est très préjudiciable au contrôle de l'hélicoptère, que ce soit à faible vitesse pour les trajectoires à forte pente, ou à grande vitesse en palier, car, s'il n'est pas rapidement amorti (moins de deux oscillations sensibles sur un échelon), il peut conduire à des oscillations entretenues dues au pilote, vu la proximité des fréquences de pilotage ($T = 1$ à 5 s).



IV. Fonction De Transfert De L'hélicoptère (critère De Maniabilité) :

La figure 24, représente le calcul des fonctions de transfert d'un hélicoptère en vol de translation, c'est-à-dire la prestation des qualités de vol par une analyse harmonique mathématique (commandes pilote et réponses). Cela concerne en fait :

- En tangage : l'assiette en fonction de la commande cyclique longitudinale. Il faut noter la forte surtension due à la phygoïde. L'oscillation d'incidence très amortie n'apparaît pratiquement pas ;

- En roulis : l'assiette latérale en fonction de la commande cyclique latérale ;
- En lacet : donnant le cap en fonction du palonnier avec la surtension due à l'oscillation de dérapage.

Ces fonctions de transfert ressemblent à des fonctions de transfert d'avion classique, mais il faut noter, surtout en roulis et en tangage, les faibles marges de stabilité en boucle fermée, ce qui est en accord avec les particularités de pilotage de l'hélicoptère.

Pour avoir une estimation rapide de la maniabilité au cours des essais d'un prototype, on se réfère habituellement à des critères de maniabilité.

L'exemple de la figure 25, donne la réponse de l'hélicoptère en vol stationnaire à un échelon de cyclique longitudinal. La vitesse angulaire de tangage passe par un maximum 1 ou 2 secondes après le début de la sollicitation. L'expérience a amené à adopter un critère de maniabilité dit critère C.E.V. : la vitesse angulaire maximale doit être voisine de 8 à 10 degrés par seconde pour un échelon de 10 % de la course totale du manche. En dessous de 6°/s, l'appareil est trop mou (maniabilité insuffisante). Au-dessus de 12°/s, il est trop pointu (stabilisation difficile). En outre, il existe une réponse induite ici sur l'axe de roulis, et il paraît souhaitable que le couplage ne conduise pas à une réponse induite supérieur à 30 % de la réponse directe.

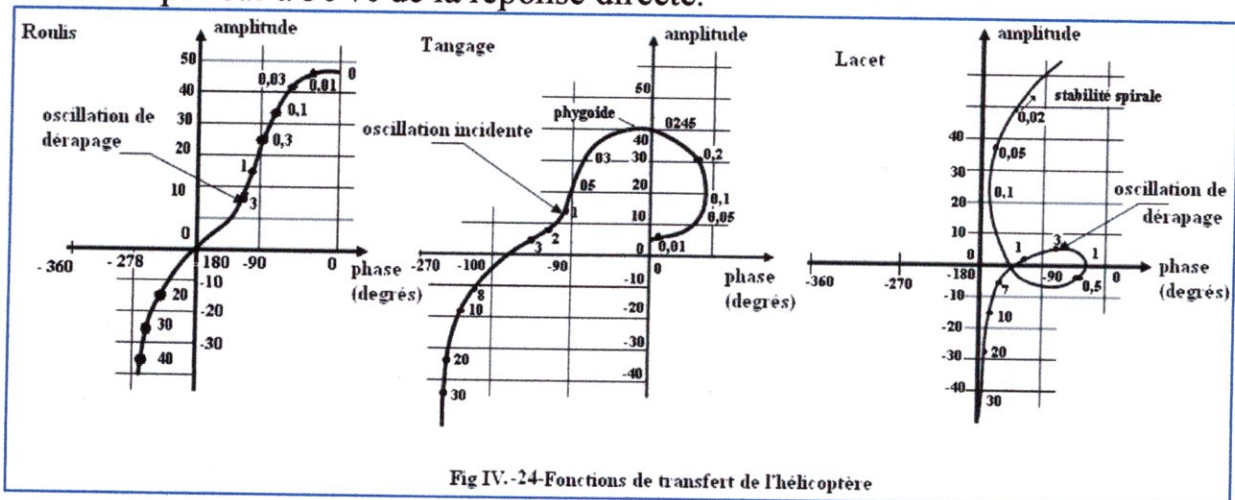


Fig IV.-24-Fonctions de transfert de l'hélicoptère

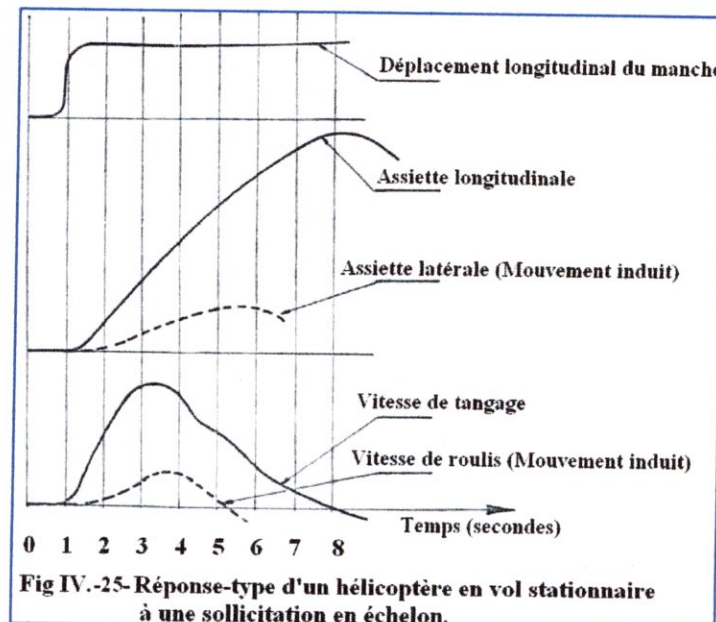
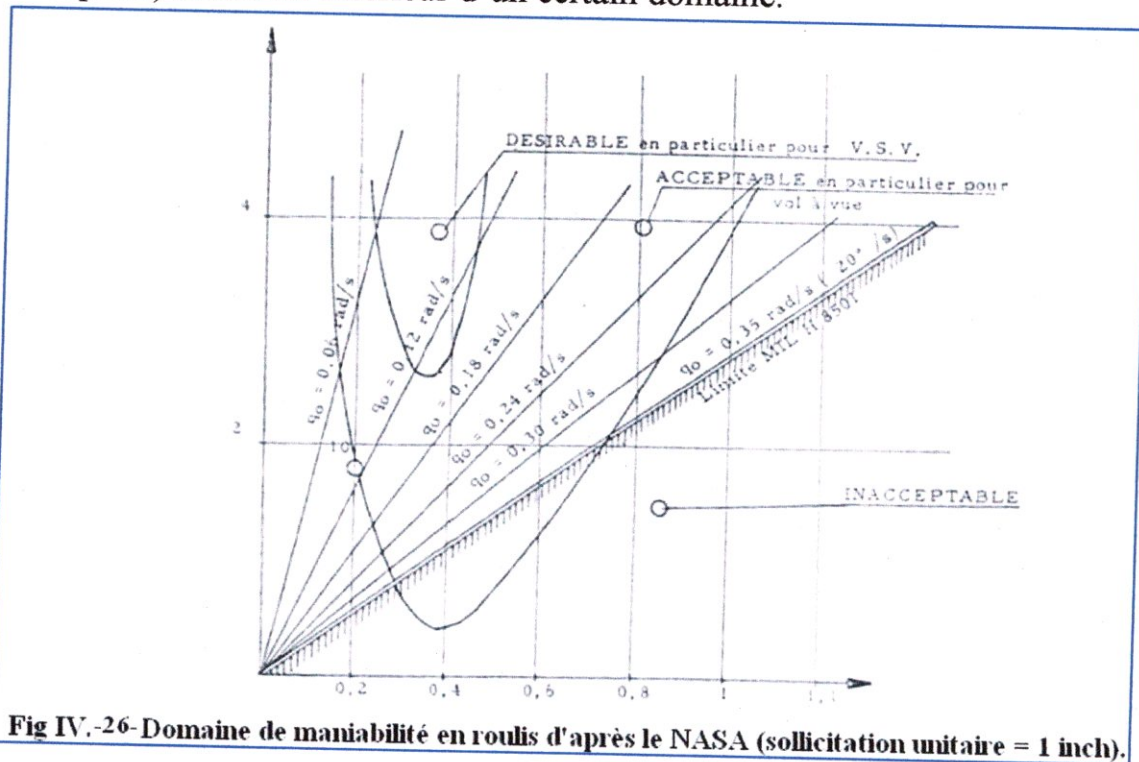


Fig IV.-25-Réponse-type d'un hélicoptère en vol stationnaire à une sollicitation en échelon.

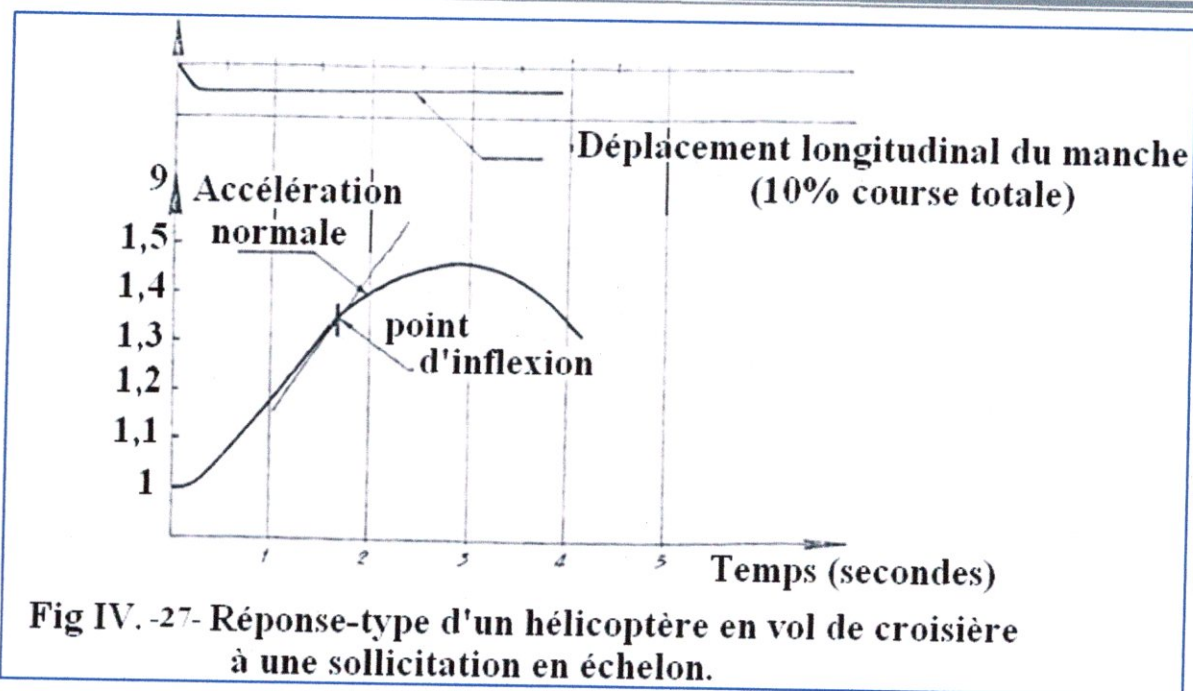
Il existe bien d'autre critère. Ainsi, aux Etats-Unis, la NASA a fait une étude statistique en recueillant les impressions des pilotes sur un hélicoptère S 51 équipé de façon à modifier séparément le moment de contrôle et le moment d'amortissement. Cette étude statique a permis de préciser certains critères que l'on retrouve dans la norme américaine MIL-H-8501 A.

La figure 26, illustre, dans le cas du roulis, les conclusions de la NASA. Pour que l'appareil soit acceptable, il faut que le point ayant pour coordonnées le moment de contrôle pour l'inch de déplacement du manche rapporté à l'inertie (ce qui est équivalent à l'accélération angulaire initiale) et le moment d'amortissement rapporté à l'inertie (qui est équivalent à l'inverse du temps de réponse de l'hélicoptère) soient à l'intérieur d'un certain domaine.



Dans le cas du vol sans visibilité, les exigences sont bien sur plus sévères, le domaine désirable étant nettement réduit.

En vol de translation, on s'intéresse plutôt à l'accélération verticale de l'appareil. Le critère retenu est généralement celui-ci le manche étant déplacé en longitudinal d'une quantité suffisante pour produire en moins de 3 secondes une accélération vertical de 1,5 g, la courbe d'évolution du facteur de charge en fonction du temps doit devenir concave vers le bas ou moins de 2 secondes et le reste jusqu'à l'accélération maximale (figure 27).



La multiplicité de tous ces critères montre bien que la maniabilité est très difficile à juger. Elle doit être estimée d'abord en fonction de l'utilisation qui est prévue pour l'hélicoptère et, par ailleurs, les critères doivent être remis en question avec des solutions hélicoptère nouvelles (rotors rigides ou appareils combinés) ; un critère ne représente finalement que le 'state of art' de solutions antérieures.

V. Stabilité Augmentation système :

Car les petits amortissements qui sont obtenue par les rotors normaux plusieurs modernes d'hélicoptère incorporât à stabilité augmentation système (S.A.S), ce système améliore le qualité de vol de l'hélicoptère, le SAS peut-être un système mécaniquement en tout (rotomatic de Hiller, le barre stabilisatrice de Bell), on peut être utilise le signal électrique.

La théorie générale des deux dernières c'est identique crée des moments proportionnel au moments variable le schéma générale est illustrée dans la figure

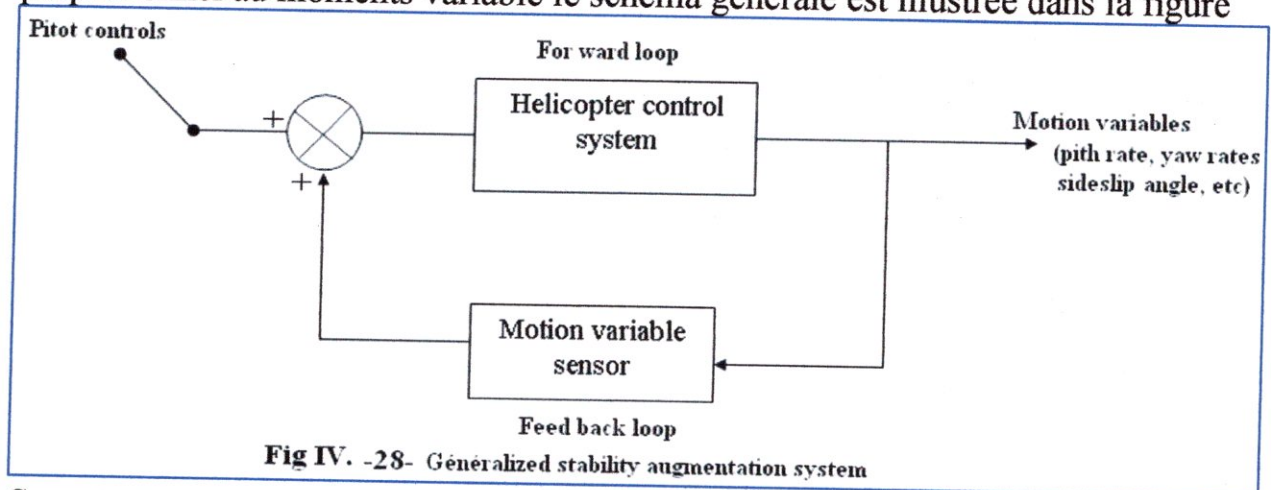


Fig IV. -28- Généralized stability augmentation system

Supposons que un amortissement longitudinal insuffisant en vol stationnaire, la reponse au contrôle longitudinal cyclique longitudinal mettre l'hélicoptère continue de diverges en tangage ; à partir du sensor de rapport de tangage, qui ce trouve à l'intérieur de la gyro sensor, ce sensor produit un signal électrique proportionnel au rapport de tangage, le signal positive ou négative correspondante respectivement au tangage monte, et tangage descente, ce signal est transformer en différence de pression. Pour commandé le servocommande longitudinal du contrôle de plateau cyclique. Donc le disque rotor bascule en sens pour changer la position de l'hélicoptère sur son axe de tangage au sens opposé du mouvement variable, et proportionnel au rapport de tangage précédent, le pilote est complètement libre de cette servitude, est tout ce qui passe est automatique.

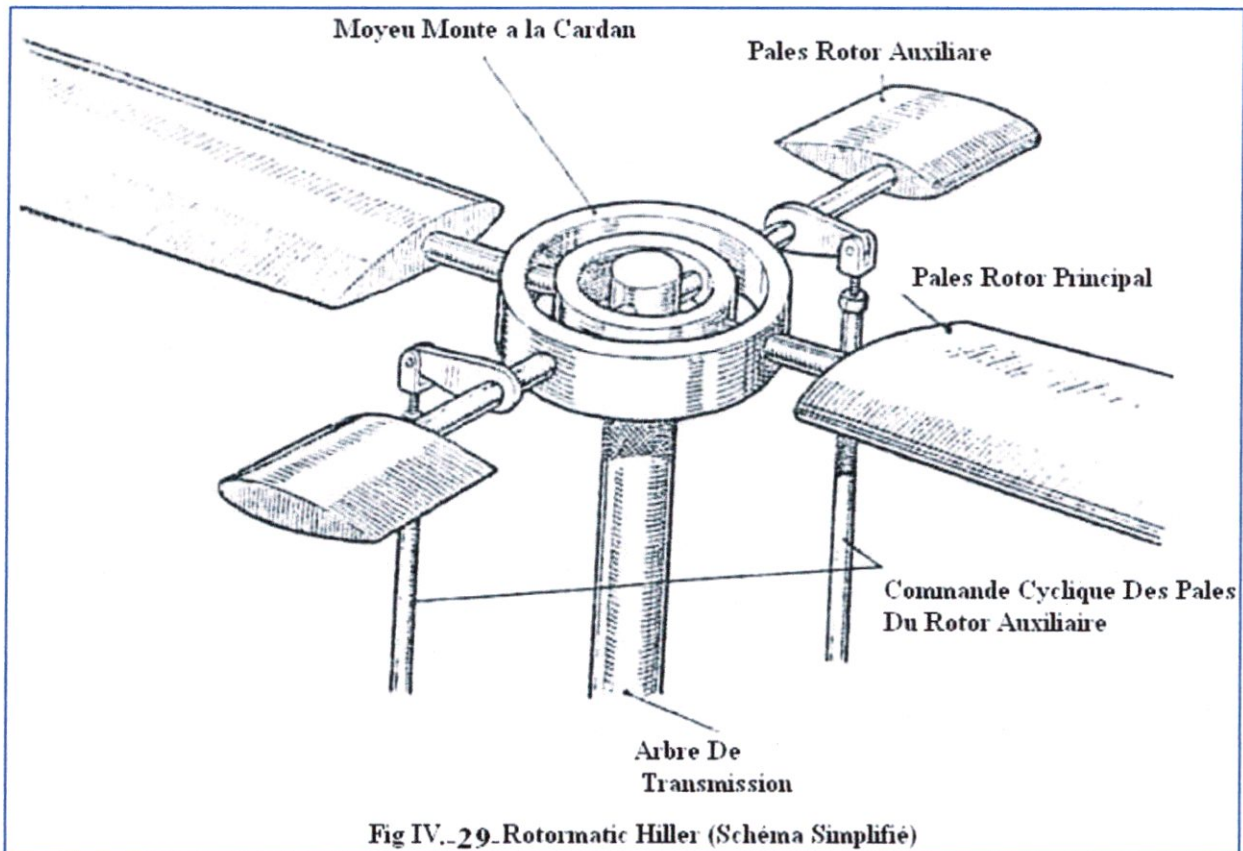
Un premier exemple est constitué par le rotomatic de Hiller (fig 29). Par une barre montée à 90° par rapport aux pales du rotor est munie de palettes aérodynamiques. Le pilotage cyclique s'effectue en commandent l'incidence de ces palettes par un plateau cyclique normal. Le basculement 90° après de l'ensemble « palettes » entraîne à son tour, mécaniquement, une variation cyclique des pales du rotor principal. Le plan de rotation des palettes est donc le plan de contrôle du rotor. Si, par suite d'une rafale, le rotor principal tend à basculer, il modifie l'incidence des palettes du rotor auxiliaire, et la réaction qui en résulte ramène le rotor principal dans son plan de départ. En effet, la constante de temps du rotor auxiliaire étant très élevée, celui-ci a tendance à rester fixe dans l'espace. Il en sera donc de même pour le rotor principal dont il commande l'incidence.

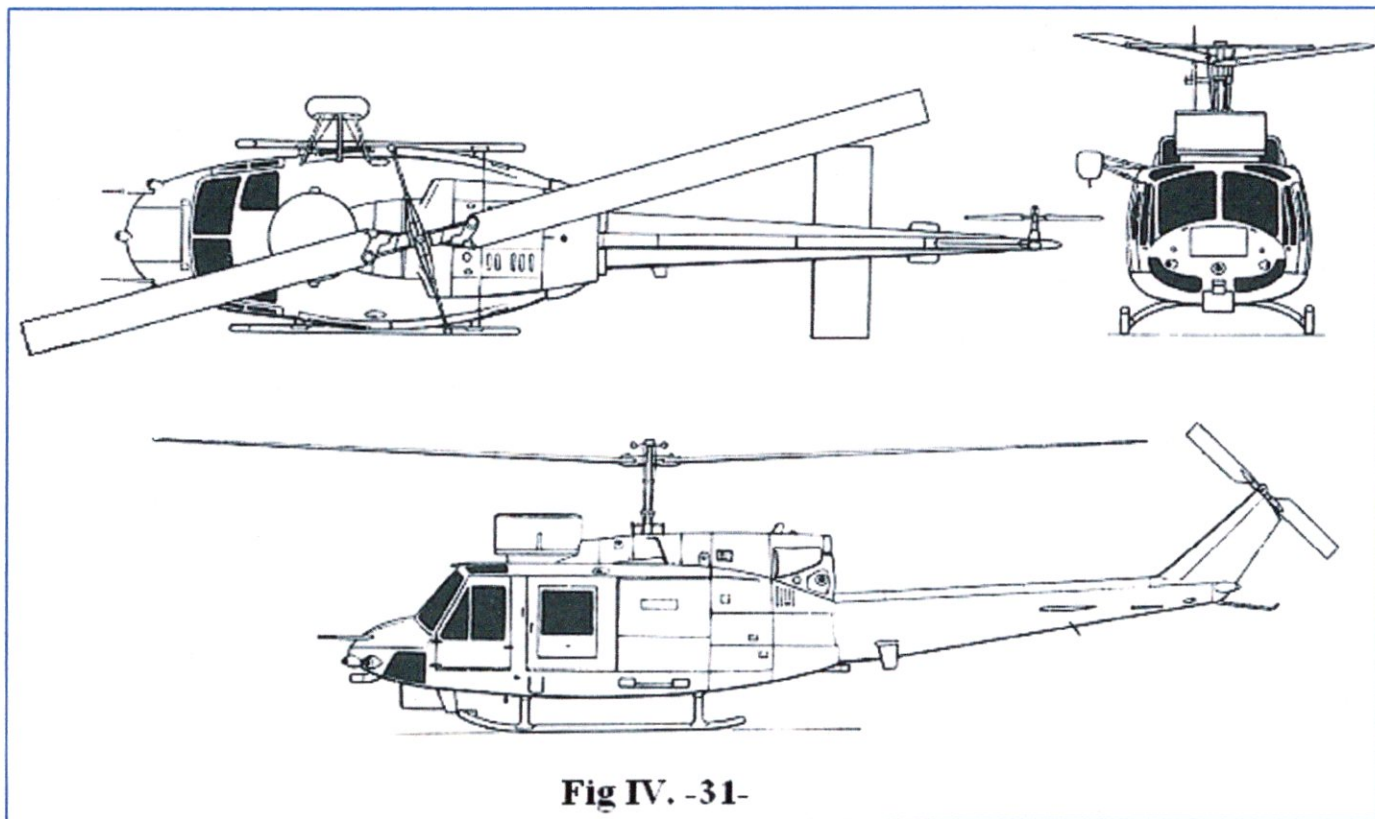
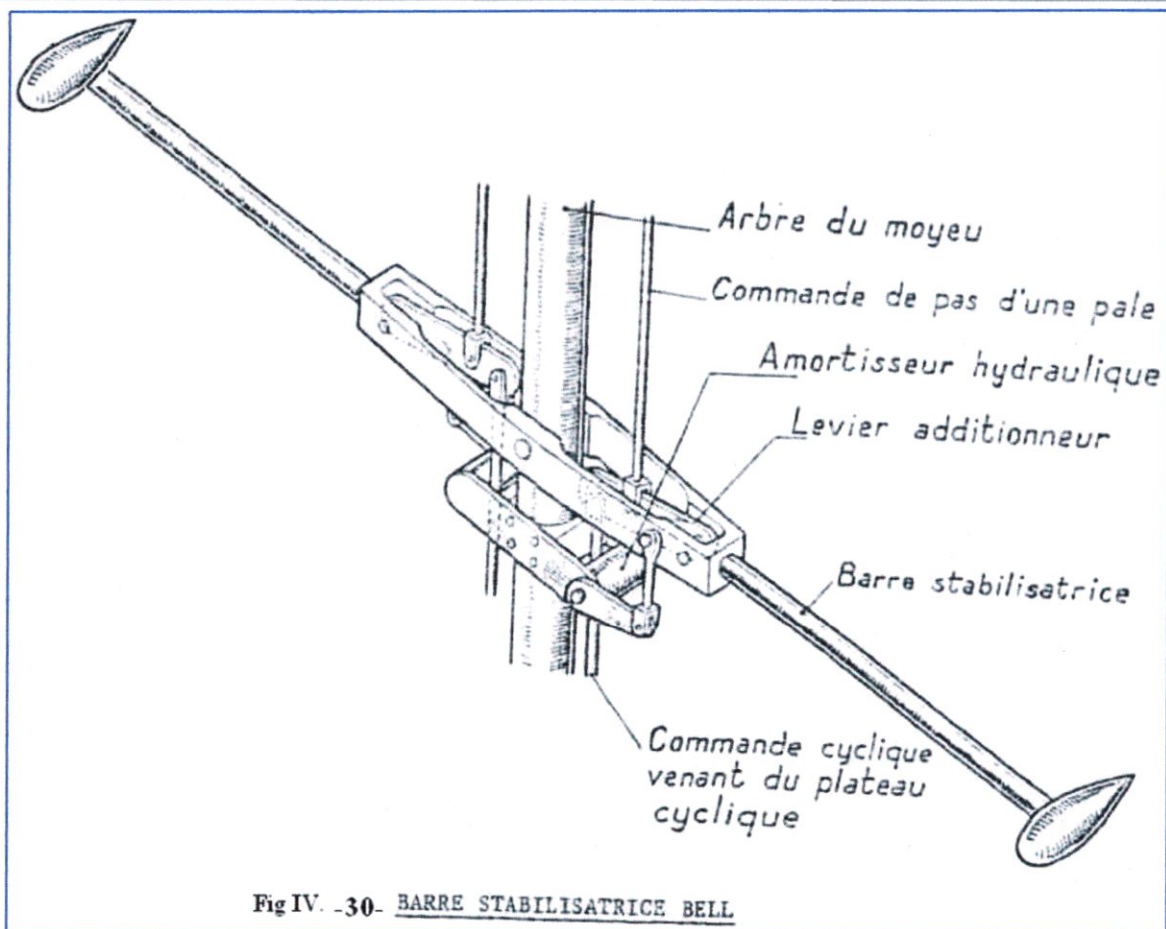
- La barre stabilisatrice de Bell (fig 30) est un stabilisateur gyroscopique pur. La barre, lestée de deux masses profilées, est articulée sur l'arbre rotor. Ce gyroscope occupe une position dans l'espace indépendante de la position de

l'arbre. De ce fait, si cette barre commande l'incidence des pales, il est aisé d'avoir une position du rotor fixe dans l'espace. La commande du rotor se fait à travers le gyroscope par une bielle qui combine la commande et la réaction du gyroscope. Des amortisseurs sont montés pour asservir en partie le gyroscope au déplacement de l'arbre, sinon l'appareil serait parfaitement stable et non pilotable.

- Lockheed utilise un gyroscope d'un type un peu différent. Dans son cas, c'est le gyroscope qui commande le rotor et non la commande plateau, comme dans le cas de Bell.
- Récemment, l'aérospatiale a utilisé un dispositif de stabilisation très simple, reposant sur un principe tout à fait différent, à savoir un empennage asservi mécaniquement au facteur de charge. Il s'agit d'un empennage mobile autour d'un axe, muni d'une masse en arrière de l'arbre, donnant un C.G. très arrière, ramené à sa position d'équilibre par un ressort. En ressource, lorsque le facteur de charge augmente, l'incidence de l'empennage augmente et l'effort aérodynamique ainsi créé ramène le fuselage vers sa position d'équilibre. Un amortisseur est bien sûr nécessaire pour éliminer le risque d'oscillation intempestive de l'empennage.

Électronique S A système est plus flexible et peut il produire des moments en fonction presque des tout les variables qui lui captée.





Conclusion

Conclusion

La qualité de vol est le nom qui donne à toutes les caractéristiques de l'aéronef en particulier des côtes stabilité et maniabilité, mais, quel sont ces caractéristiques, sont les caractéristiques qui donnent une meilleure qualité de vol, ces caractéristiques sont difficile à définir exactement, car est-il en fonction de plusieurs variables, et dans la plupart des cas les variables sont liées avec eux par des relations inverse, si on modifie une variable pour des raisons par exemple d'améliorer la stabilité une autre variable diminue leur caractéristique, par exemple la dérive horizontale leur rôle est bien sûr de stabiliser l'appareil sur son axe de tangage mais leur surface est insuffisante, mais toute augmentation de la surface impose le problème de reculer de la centrage.

ainsi, que les caractéristiques de chaque domaine de la qualité de vol influent sur l'autre de manière inverse tel que la maniabilité et la stabilité par ce que si l'hélicoptère est très maniable reste souvent instable dans sa partie de vol.

la qualité de vol est dépend de besoin de chaque client civile certification, et militaire spécification.

dont la dernière cas les caractéristiques sont établies pour donner une meilleure qualité de vol, dans les missions pour lesquelles l'aéronef est spécifié donc le domaine de la qualité de vol est pleine recherche à l'heure actuelle.

Liste des symboles:

θ : Angle de pas (angle formé par la corde du profile et le plan d'entraînement).

i : Angle d'incidence (angle formé par la corde du profile et la direction de la vitesse relative).

β : Angle de battement.

δ : Angle de traînée.

ψ : Azimut de la pale.

a_0 : conicité (angle formé entre le plan de rotation et le plan d'entraînement).

u : vitesse circonférentiel de la pale ($u = \omega R$).

u_R : vitesse relative de vent.

V : vitesse de déplacement de l'hélicoptère.

ds/dt : vitesse angulaire de traînée.

$d\beta/dt$: vitesse angulaire de battement de la pale.

V_0 : vitesse de l'air à l' ∞ amont du disque rotor.

V_1 : vitesse de l'air dans le plan rotor.

V_2 : vitesse de l'air à l' ∞ aval du disque rotor.

V_F : vitesse de Froude ($\overline{V}_F = \overline{V}_1 - \overline{V}_0$)

V_{F0} : vitesse de Froude en vol stationnaire ($\overline{V}_{F0} = \frac{\overline{V}_2 + \overline{V}_0}{2}$)

V_z : vitesse ascensionnelle de l'hélicoptère.

Ω : Fréquence de rotation du rotor.

Ω' : Fréquence de battement de la pale.

ω_1 : pulsation propre du battement ou de traînée.

γ_{cor} : accélération de coriolis.

CP : centre de poussée de la pale.

F : Foyer rotor.

G : centre de Gravité de la pale.

CG : centre de gravité de l'appareil.

F_N : portance générale du rotor.

F_n : portance de la pale.

F_x : traînée de la pale.

F_{cor} : force de coriolis.

F_c : force centrifuge.

F_i : force d'inertie.

P : poids.

ϕ : Quantité de mouvement de l'air.

ρ : La masse volumique de l'air.

ρ_0 : La masse volumique de l'air au niveau de la mer.

P_0 : pression atmosphérique.

P_1 : pression au dessus du disque rotor.

S : surface de disque rotor.

dm : masse d'un élément de pale.

I_p : l'inertie de la pale par rapport à son axe de battement ou de traînée.

ms : moment statique de la pale par rapport à son axe de battement ou de traînée.

M_C : moment des forces centrifuge.

M_i : moment des forces d'inertie.

M_R : moment de rappel élastique.

K_B : la raideur en battement de la zone de souplesse.

E : le module d'élasticité longitudinal des matériaux.

C_m : couple moteur.

C_r : couple résistant du aux forces de traînée appliquées sur une pale.

C_R : couple de réaction du rotor principale.

T_y : la poussée développé par le rotor arrière

BIBLIOGRAPHIE:

* *Les ouvrages:*

- 1- Théorie Et Pratique D'hélicoptère. (Messieurs LEFORT et HAMANN. 7^{ème} Edition).
- 2- Théorie Elémentaire De L'hélicoptère. (ROGER - RALETZ cépadues- éditions : III, rue Nicolas- Vauquelin 31100 Toulouse - France
Dépôt légal : juin 1990
- 3- Dynamics of Helicopter Flight. -GEORGEH SAUNDERS
Institute of safety and systems management university of southern California
los Angeles, California published by john wiley sons, Inc. copyright © 1975 by
George H. sanders.
- 4- Cours Hélicoptère. F.D'AMBRA -G. GENOUX - M. LAFARGUE - J.M
POURADIER. Ingénieurs à la société nationale Industrielle Aérospatiale.
Edition provisoire 1980.
- 5- Mécanique de vol Appliqué de L'hélicoptère. Jean HENNER
Directeur Général de la Société HELI-UNION Dépôt légal 4^{ème} trimestre 1976
- 6- Mécanique Générale. 1^{ère} partie K. peiffer - N. ROUCHE ciaco éditeur
louvain-lanéure 1987.
- 7- Aérodynamique Mécanique Du Vol. - JC. RIPOLL 3^{ème} EDITION 1988
- 8- 080 - Mécanique du vol Jar- FCL CPL - ATPL
Tome 1 - Aérodynamique Subsonique - stabilité JEAN MERMOZ
Version 2 Edition 1999.

* *Les Manuels :*

Manuel d'instruction de l'écureuil (AS53)

* *Les thèses :*

*Etude vibratoire d'une pale d'hélicoptère en battement vertical. Promoteur :
Mr. Kijrad abdelkader présenté par l'ingénieurs structure / propulsion belmechri / abdulhamid (DAB)
Blida.*